ОБЩЕСТВО С ОГРАНИЧЕННОЙ ОТВЕТСТВЕННОСТЬЮ
«МЕЖОТРАСЛЕВОЙ ИНЖИНИРИНГОВЫЙ ЦЕНТР
МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»
(ООО «МИЦ МГТУ ИМ. Н.Э. БАУМАНА»)

ОТЧЕТ О НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ РАБОТЕ

АНАЛИЗ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЦЕЛЕСООБРАЗНОСТИ И РАЗРАБОТКА КОНЦЕПЦИЙ СОЗДАНИЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ

Москва – 2024

Реферат

Отчет 149 с., 1 кн., 48 рис., 18 табл., 64 источн., 1 прил.

РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ, ЖИДКОСТНЫЕ РАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛИ, УДЕЛЬНЫЙ ИМПУЛЬС, УДЕЛЬНАЯ МАССА, ЯДЕРНЫЙ РЕАКТОР

В ближайшие годы запланированы к созданию группировки малых аппаратов численностью в сотни и тысячи единиц. Следовательно, ожидается развитие спроса на услугу их выведения, стоимость которой весьма велика при использовании эксплуатируемых и разрабатываемых ракет-носителей. Поэтому актуальной является задача создания перспективных средств выведения, способных обеспечить доставку космических аппаратов на низкие орбиты. Кроме того, развитие технологий позволяет создавать перспективные средства выведения, основанные на вновь появляющихся возможностях.

Поэтому целью работы было принято обоснование выбора направлений разработок в области создания перспективных средств выведения и проработка облика основных концепций этих изделий. Объектами исследования являлись две концепции перспективных ракет-носителей: двухступенчатая РН лёгкого класса, основанная на использовании задела программы «Союз», и одноступенчатая многократного применения, основанная на задействовании ядерного реактора. Методика проведения исследования предусматривала оценку характеристик двигательных установок, используемых изделиями, и массового совершенства ступеней, сопровождавшуюся проектно-баллистическим анализом для определения массы выводимой полезной нагрузки.

Результатом данной работы является краткий обзор рыночной ситуации, концепции построения перспективных средств выведения и технический облик этих изделий. Данные результаты обладают предметной новизной, поскольку проектная проработка сверхлёгкой РН на основе двигателя РД-108, а также возможность использования ядерного реактора для подогрева компонентов в ЖРД не описаны в литературных источниках.

Потенциальными потребителями результата настоящего исследования являются разработчики средств выведения и потребители пусковых услуг.

Определения, обозначения и сокращения

АКБ –аккумуляторные батареи

АЭС – атомная электростанция

ВПВ – высококонцентрированная перекись водорода

ГСО - геостационарная орбита

ДУ – двигательная установка

ЖРД – жидкостной ракетный двигатель

КА – космический аппарат

КС – камера сгорания

МБР – межконтинентальная баллистическая ракета

НИР – научно-исследовательская работа

НОО - низкая околоземная орбита

ОЯТ – отработанное ядерное топливо

ПН – полезная нагрузка

ПНА – пневмонасосный агрегат

ППКРТ – предварительный подогрев компонентов рабочего тела

РБ –разгонный блок

РИТГ – радиоизотопный теплогенератор

РН – ракета-носитель

СПГ – сжиженный природный газ

ССО – солнечно-синхронная орбита

СТР – система терморегулирования

СУ – система управления

СЭП – система энергоподачи

ТВЭЛ – тепловыделяющий элемент

ТНА – турбонасосный агрегат

ЦУП – центр управления полётом

ЭНА – электронасосный агрегат

ЯРД – ядерный ракетный двигатель

Оглавление

Реферат 2

Определения, обозначения и сокращения 4

Оглавление 5

Введение 8

1. Анализ текущей и перспективной ситуации на рынке малых спутников и лёгких РН 10

2. Формирование концепции лёгкой РН на основе двигателя РД-108 .. 19

2.1. Выбор грузоподъёмности РН. 19

2.2. Концепция РН 20

3. Проектно-баллистический анализ космического ракетного комплекса на основе лёгкой РН 29

3.1. Аэродинамика 29

3.2. Основные проектные параметры 36

3.3. Лётные характеристики 45

3.4. Энергетические характеристики РН 46

3.5. Верхние ступени 52

4. Компоновка и конструкция РН 54

4.1. Ракетный блок первой ступени 54

4.2. Ракетный блок второй ступени 55

4.3. Размещение космических аппаратов 59

4.4. Наземная инфраструктура 61

5. Оценка экономических параметров и перспективы развития 65

5.1. Оценка затрат на разработку 65

5.2. Оценка затрат на производство 67

5.3. Оценка проекта 70

5.4. Перспективы развития проекта 71

6. Анализ перспектив повышения технико-экономических характеристик перспективных РН за счёт использования ЯРД 78

7. Проектный анализ одноступенчатой РН с комбинированной ДУ 86

8. Обоснование реализуемости и безопасности ядерного реактора . 99

8.1. Требования по радиационной безопасности 99

8.2. Обоснование концепции применения теплового ЯРД в РН и выбор варианта его конструкции 101

8.3. Технический облик и проблемы создания реактора 105

Заключение 107

Перечень использованных источников 109

Приложение А. Оценка воздействия лёгкой РН на окружающую среду 116

А.1 Природно-географическая характеристика и оценка фонового состояния в районе космодрома «Восточный» 116

А.2 Описание РН как источника экологической опасности 119

А.3 Оценка воздействия на окружающую среду в процессе подготовки РН к пуску и при её запуске 120

А4. Оценка воздействия РН на атмосферу при старте и в полёте ... 123

А5. Экологическая безопасность трассы запуска РН 125

А6. Теоретическая оценка воздействия на окружающую среду возможных аварийных ситуаций 128

А7. Мероприятия, обеспечивающие безаварийность эксплуатации РН 131

А8. Оценка фонового состояния и прогноза возможных изменений окружающей природной среды в районе падения первой ступени РН..... 133

А9. Оценка фонового состояния и прогноз возможных изменений окружающей природной среды в районе падения створок ГО РН..... 142

А10. Резюме оценки воздействия на окружающую среду РН в районах падения отделяющихся частей 150

Введение

В настоящее время быстро снижается стоимость выведения полезных грузов на околоземные орбиты. Это связано с накоплением научно-технического задела, наработкой серийности производимых изделий, а также с применением принципиально новых технологий. Сложившаяся ситуация приводит к резкому росту размерности пространства принятия проектных решений, предоставляя выбор между огромным числом технологий и заимствуемых устройств разной степени отработки.

В данной работе исследованы два методологически противоположных подхода. В первом подходе рассматривается лёгкая ракета однократного применения, полностью основанная на заделе, заимствованном из программы ракет-носителей типа «Союз»: двигатели РД-108 и их элементы, технология и оснастка, применяемые для производства ступеней, а также стартовый комплекс. Второй подход предусматривает создание тяжёлой одноступенчатой РН многократного применения крылатой схемы, использующей для получения необходимых характеристик такой экзотический для средств выведения компонент, как ядерный реактор. При этом в рамках НИР обосновывается возможность обеспечения радиационной безопасности и получения требуемых для одноступенчатых РН характеристик удельной массы и тяги, превосходящих показанные в проектах типа NERVA

Оба эти подхода в определенной степени являются радикальными для современного опыта создания РН. При этом их успешная реализация способна существенно повысить технико-экономические характеристики средств выведения, что обуславливает актуальность темы. Поэтому проведение данной работы должно показать перспективы как использования имеющегося задела, так и создания принципиально новых изделий, и обосновать возможный экономический эффект от него. Исходные данные для проведения НИР брались на основании открытых материалов, находящихся в публичном доступе, и не содержат закрытые либо конфиденциальные сведения.

Проведение НИР не предусматривало патентных исследований, за исключением включения референсных патентов в ссылочный аппарат, а также метрологического обеспечения.

1. Анализ текущей и перспективной ситуации на рынке малых спутников и лёгких РН

Объем мирового рынка пусковых услуг оценивался в 4,28 млрд. долларов США в 2023 году и, по прогнозам, вырастет с 4,91 млрд. долларов США в 2024 году до 10,98 млрд. долларов США к 2032 году, показав среднегодовой темп роста в 10,6% в течение прогнозируемого периода. Северная Америка доминировала на рынке с долей 42,06% в 2023 году [1].

Ранее на рынке доминировали государственные организации по всему миру. За последние два десятилетия при поддержке правительства частные организации в США и КНР разработали собственные недорогие РН. Яркими примерами таких частных игроков являются SpaceX, Blue Origin, Oriensspace Technology и другие.

Инновации в области многоразовых ракетных технологий, такие как те, что разработаны SpaceX и Blue Origin, радикально сокращают стоимость запуска и увеличивают частоту запусков, способствуя новой эре коммерческого освоения космоса и развертывания спутников. Более того, 3D-печатные ракетные двигатели или детали, многоразовые и сверхлёгкие РН и другие ключевые технологические разработки далее развивают рынок по всему миру. Например, такие стартапы, как Relative Space, Agnikul, Skyroot Aerospace, JAXA и другие разрабатывают 3D-печатные ракеты-носители. В октябре 2023 года Relative Space объявила о соглашении о многократных запусках с Intelsat.

Пандемия COVID-19 оказала серьезное влияние на отрасль. Например, планы по запуску спутника Landsat 9, совместные усилия NASA и Геологической службы США, были затруднены из-за сбоя в цепочке поставок из-за COVID-19. В первом квартале 2020 года такие крупные компании, как Rocket Labs, приостановили поставки до конца 2020 года. Аналогичным образом United Launch Alliance отложил ряд запусков до 2022 года. Однако после COVID-19 наблюдается рост спроса на услуги по космическим запускам в связи с крупными проектами по созданию спутниковых группировок.

Важную роль в снижении затрат играют разработки в области 3D-печати при производстве РН. Различные государственные и частные космические организации по всему миру сосредоточены на внедрении технологий 3D-печати для производства и сборки. Технологии 3D-печати, такие как Additive Layer Manufacturing, позволяют изготавливать сложные конструкции точнее, чем традиционные производственные процессы. Кроме того, 3D-печать ускоряет процесс прототипирования, производя детали за считанные часы. Это позволяет быстро завершить каждую фазу работ. По сравнению с прототипированием, 3D-печать делает изменения конструкции намного более эффективными, поскольку детали можно производить быстро и экономично.

В марте 2023 года первая 3D-печатная ракета-носитель, разработанная Relative Space, была запущена с базы ВВС США на мысе Канаверал. Почти 85% деталей были изготовлены с использованием технологии 3D-печати. Relative Space заявила, что произвела РН из сырья за 60 дней. Кроме того, в августе 2023 года стартап Ursa Major, занимающийся ракетными двигателями, получил финансирование в размере 1,2 млн. долларов США на производственное предприятие по 3D-печати. Компания заявила, что сократила цикл поставки с шести месяцев до одного месяца с помощью 3D-печати по сравнению с традиционными методами. Учитывая эти разработки, 3D-печать будет играть ключевую роль в удовлетворении растущего спроса на пусковые услуги.

Демократизация космической отрасли привела к внедрению новой космической политики по всему миру для инкубации стартапов в разработке передовых и недорогих технологий. Например, в декабре 2023 года правительство Индии начало «Космическую политику-2023», которая будет поощрять активное участие неправительственных организаций в космической экономике при поддержке Индийской организации космических исследований. Кроме того, Индийский национальный центр содействия и авторизации в космосе подписал около 45 меморандумов о взаимопонимании

для закупки нескольких космических систем, разработанных такими организациями.

В декабре 2023 года правительство Японии выделило более 7 миллиардов долларов США на поддержку космических стартапов по всей стране. Страна поставила цель удвоить свою космическую экономику к 2030 году. Аналогичные политические меры были реализованы в таких крупных странах, как Китай, Франция, Германия, Саудовская Аравия, ОАЭ, Великобритания, США и других. Большинство стартапов нацелены на коммерциализацию космических услуг, таких как связь, навигация, дистанционное зондирование, наблюдение за Землей и другие.

Услуги на основе орбитальных группировок, особенно услуги спутниковой связи с низкой околоземной орбиты (НОО), являются основной тенденцией на рынке. Услуги связи с НОО обеспечивают более быструю передачу данных по сравнению с услугами передачи данных с геостационарной орбиты (ГСО). Для предоставления непрерывных услуг с НОО этим организациям потребуется множество спутников или группировок. Например, в рамках инициативы Starlink компания SpaceX запустила несколько тысяч спутников для предоставления бесперебойных услуг. Аналогичным образом Amazon, Hughes, Hanwha Systems, LaserFleet, One Web, UNIO и другие также планируют запустить спутниковые группировки связи.

Кроме того, использование спутниковых группировок для услуг IoT и M2M является еще одной заметной тенденцией на рынке. Например, в декабре 2019 года E-Space объявила о планах запуска около 1000 спутников для предоставления услуг Интернета, IoT, M2M и удаления космического мусора. Sateliot, GeeSAT, Galaxy Space и SatRev — вот лишь некоторые из них —новые стартапы с предстоящими запусками спутниковых группировок.

Рост космического мусора снизит спрос на услуги по космическим запускам. Растущие объемы космического мусора представляют серьезную угрозу для всех космических аппаратов, включая Международную

космическую станцию. Такие факторы могут стать серьезным препятствием для роста рынка пусковых услуг.

В октябре 2023 года правительство США наложило штраф в размере 150 000 долларов США на Dish Network, американскую спутниковую телевизионную компанию, из-за того, что Dish Network оставила один из своих выведенных из эксплуатации спутников на рабочей орбите. Таким образом, растущая угроза космического мусора может помешать рынку услуг по запуску космических аппаратов.

По типу орбиты рынок сегментируется на НОО, ГСО и другие. Сегмент НОО доминировал на рынке и, по оценкам, будет самым быстрорастущим в прогнозируемый период. Это связано с ростом числа запусков спутников на НОО. Сегодня вокруг Земли насчитывается более 2500 активных спутников, и каждый месяц астрономы-любители и другие наблюдатели видят все больше. Исторически спутниковая связь использовала ГСО, космические аппараты, которые с годами становились все более мощными. Однако теперь в небо поднимаются негеосинхронные орбитальные группировки связи, включая спутники на НОО и высоких орбитах, и их число может вскоре вырасти. Например, в декабре 2023 года в рамках проекта Kuiper компания Amazon запланировала запустить на НОО более 3200 спутников.

Ожидается, что сегмент ГСО значительно вырастет из-за растущего спроса на региональные спутники связи. Геостационарные спутники служат человечеству уже более 50 лет, и в настоящее время на геосинхронной орбите на высоте 35 786 километров над экватором Земли работают более 400 спутников. Например, в ноябре 2023 года Китай запустил на ГСО спутник связи ChinaSat-6E.

По типу носителя рынок делят РН малой, средней грузоподъемности и большой грузоподъемности. Сегмент тяжелых ракет-носителей доминировал на рынке по объёму выручки, в т.ч. из-за увеличения числа миссий попутного выведения по всему миру. Например, в ноябре 2023 года SpaceX запустила 90 спутников в рамках такой миссии.

Сегмент лёгких и сверхлёгких РН оценивается как наиболее быстрорастущий из-за низкой стоимости и быстрой доступности изделий. Многие стартапы и космические агентства разрабатывают лёгкие РН, чтобы удовлетворить спрос на частые запуски в короткие сроки.

По конечному потребителю рынок делится на коммерческий и государственно-военный. Коммерческий сегмент доминирует на рынке и, по оценкам, является самым быстрорастущим рынком благодаря расширению коммерческих космических услуг, предлагаемых частными организациями.

Например, Индия планирует выйти на темпы до 2 запусков в месяц, что свидетельствует о значительном увеличении как государственной, так и коммерческой пусковой активности. Ожидается, что государственно-военный сегмент значительно вырастет из-за возросшего спроса со стороны оборонных организаций на космические связные и разведывательные задачи. Недавние разработки в области отслеживания гиперзвуковых ракет через спутники еще больше расширят этот сегмент.

В зависимости от полезной нагрузки рынок подразделяется на выведение спутников, грузовых аппаратов, пилотируемых КА и испытательных зондов (Рисунок 1).

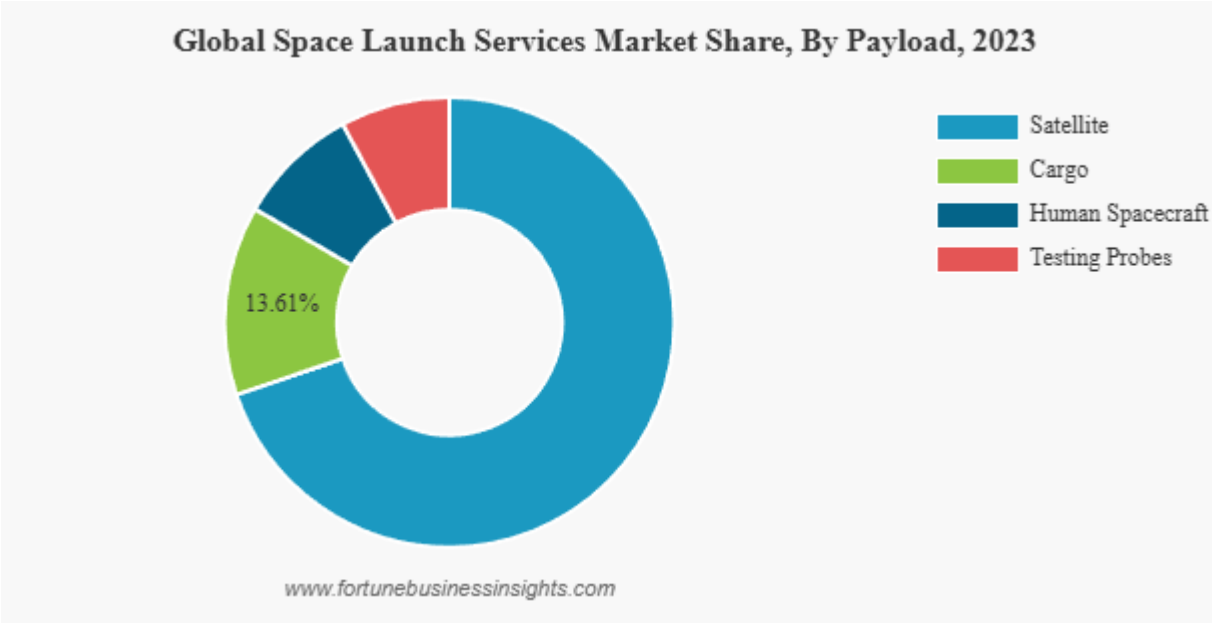


Рисунок 1- Рынок пусковых услуг по типу ПН

Спутниковый сегмент доминировал на рынке благодаря увеличению числа запусков спутников по всему миру, особенно запусков Starlink. Сегмент пилотируемых космических аппаратов, как ожидается, станет самым быстрорастущим сегментом в прогнозируемый период из-за увеличения пилотируемых космических миссий и космического туризма, а также низкой базы. Развитие космических станций, предназначенных для конкретных стран, также будет стимулировать рынок этого сегмента.

По регионам рынок делится на Северную Америку, Европу, Азиатско-Тихоокеанский регион, Ближний Восток и Африку и Латинскую Америку.

Рынок Северной Америки оценивался в 1,8 млрд. долларов США в 2023 году. Доминирующий рост в этом регионе обусловлен растущим принятием частных пусковых услуг в коммерческих целях. SpaceX и Blue Origin являются ведущими частными игроками на рынке Северной Америки.

Ожидается, что Азиатско-Тихоокеанский регион будет расти быстрее всего в прогнозируемый период из-за растущего спроса на космические запуски для телекоммуникаций, связи и задач наблюдения из Китая, Индии, Японии и Южной Кореи. Частная космическая промышленность также фокусируется на разработке недорогих РН, что еще больше усиливает прогресс рынка.

Европейский рынок будет испытывать значительный рост в прогнозируемый период времени из-за возросшего спроса на передовые спутники и низкой базы, связанной с отсутствием собственных РН в эксплуатации в течение долгого времени. Разработка новых изделий поможет европейским странам снизить зависимость от США и России в сфере пусковых услуг.

Рынок на Ближнем Востоке в будущем будет переживать существенный рост. Растущий спрос на инвестиции в космическую отрасль является основным фактором расширения регионального рынка. Такие страны, как ОАЭ, Саудовская Аравия и Израиль, инвестируют в космические технологии для коммерческих и оборонных целей.

Ожидается, что рынок Латинской Америки будет свидетелем умеренного роста рынка в течение прогнозируемого периода. Растущее число контрактов на пусковые услуги в таких странах, как Бразилия и Аргентина, как ожидается, будет стимулировать рост рынка в регионе. Например, в июле 2022 года Alya Nanosatellites Constellation EO, пионер в бразильском космическом секторе, и Vaya Space, Inc., разработчик гибридной РН Vortex, подписали долгосрочный контракт на размещение наноспутниковой группировки на орбите.

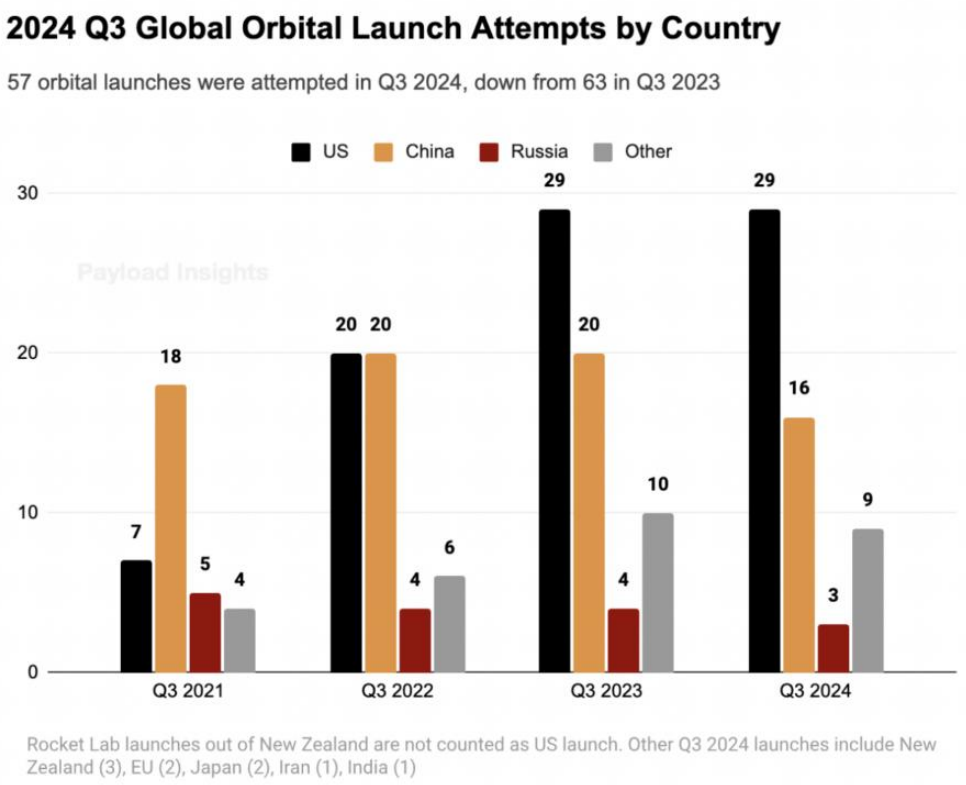


Рисунок 2 - Запуски РН в 3 квартале 2024 г. по странам

Число попыток запуска снизилось в третьем квартале в годовом исчислении впервые за много лет [2](Рисунок 2). Причин замедления было две: меньше китайских запусков и три аномалии Falcon 9, из-за которых её запуски на несколько недели были парализованы.

SpaceX осуществила 27 миссий Falcon в третьем квартале, в то время как Alpha от Firefly и Atlas V от ULA были запущены по одному разу, что в итоге

составило 29 запусков в США. Запуск Atlas V стал последней миссией национальной безопасности для легендарной ракеты.

Распределение полезной нагрузки Falcon-9 в третьем квартале было следующим: Starlink (17), правительственные спутники (4), коммерческие КА (3), пилотируемые КА (2), групповая ПН (1).

SpaceX запустила Falcon 94 раза за первые девять месяцев года: январь (10), февраль (9), март (12), апрель (12), май (14), июнь (10), июль (6), август (12), сентябрь (9). Хотя компании осталось всего два запуска до рекордного общего числа запусков Falcon за весь год 2023, три аномалии в третьем квартале, вероятно, сделали ее заявленную цель на 2024 год в 148 запусков недостижимой.

Три запуска ракет Electron компании Rocket Lab в этом квартале были осуществлены из Новой Зеландии и отнесены к категории «Другое» на диаграмме.

В третьем квартале Европа запустила одну новую ракету и вывела из эксплуатации другую. Долгожданная ракета Ariane 6 дебютировала 9 июля, восстановив независимый доступ Европы к космосу. Хотя первый полет был в целом успешным, двигатель второй ступени не смог запуститься для схода с орбиты, что поставило под вопрос дальнейшую успешную эксплуатацию.

В начале сентября свой последний полет совершила Vega. Преемница ракеты, Vega-C, должна возобновить эксплуатацию в конце 2024 года.

Китай запустил 16 ракет в третьем квартале, что на уровне прошлого квартала, но ниже, чем в третьем квартале 2023 года. Два запуска Long March 6A (4 июля и 6 августа) привели к образованию крупных орбитальных скоплений мусора с сотнями отслеживаемых фрагментов. Полет 6 августа также примечателен тем, что в ходе него были выведены на орбиту первые 18 спутников в созвездии «Тысяча парусов» — попытке Китая создать сеть, подобную Starlink.

Япония запустила ракету H3 в свой первый полёт. H3 может вывести 6,5 тонн на геопереходную орбиту. Сообщается, что JAXA и Mitsubishi Heavy Industries нацеливаются на цену около 50 млн.долл.

2. Формирование концепции лёгкой РН на основе двигателя РД-108

2.1. Выбор грузоподъёмности РН.

Предлагаемая РН предназначена для выведения на низкие и солнечно-синхронные орбиты космических аппаратов массой до 1000 кг. Основные полезные нагрузки представлены в таблицах ниже.

Таблица 1 - Существующие полезные нагрузки для российских РН сверхлёгкого и лёгкого класса

Тип	Проект и количество спутников	Орбита и масса
Связь	• Гонец-М • Гонец-Д1(Стрела-3М),12 КА	280 кг,1400 км ССО 240 кг,1400 км ССО
Научные спутники	• Ионозонд, 4 КА • МКА-ФКИ, 1 КА • Ломоносов • АИСТ, 2 КА	400 кг,820 км ССО 160 кг, 819,6*806 км ССО 625 кг,510 км ССО 53 кг,575 км*64,9º
ДЗЗ	• Аист-2Д • Канопус-В, 5 КА 1,3,4,5 • Канопус-В-ИК, 1 КА • Кондор-Э	531 кг,477*494 км ССО 350 кг,675 км ССО 600 кг,510 км ССО 1150 кг,500 км ССО

Таблица 2 - Перспективные полезные нагрузки для российских РН сверхлёгкого и лёгкого класса

Тип	Проект	Орбита и масса	Количество спутников
Связь	• Рассвет • Марафон-IoT	80 кг*(550-600) км ССО 50 кг*750 км	>2000 264
ДЗЗ	• Паллада • Киноспутник • Атомсат • Alpha-ES • Смотр	(80-200) кг*(500-800)км 160 кг * (500 — 600) км ~200 кг 300 кг*600 км ССО	157 (три типа) 1 6

	• Беркут • Стилсат	(150-600) кг*(400-800) км 400 кг*500 км	200 9

В качестве дополнительных задач рассматриваются кластерные запуски нано- и микроспутников, а также запуски сверхмалых межпланетных зондов к Луне, Марсу и Венере.

2.2.Концепция РН

Одной из первых попыток изменить ситуацию с отечественными лёгкими средствами выведения стал инициативный проект РН «Самара» грузоподъёмностью около 1400 кг на низкой и около 900 кг – на солнечно-синхронной орбите при стартовой массе 65 т (Рисунок 3). Проект был подготовлен специалистами, ныне работающими в ООО «Лин Индастриал», совместно с преподавателями кафедры «Динамика полёта и системы управления» Самарского государственного аэрокосмического университета.

В основу концепции «Самары» был положен принцип использования готовых элементов и серийной производственной оснастки: двигатели РД-108А, цилиндрическая секция блока «А» РН «Союз-2», двигатель 11Д58М от разгонного блока ДМ.

В 2007 году проект был представлен на рассмотрение в РКЦ «Прогресс», однако не нашёл поддержки, поскольку там уже велись работы по РН «Союз-2.1в» заметно большей размерности.

В 2014 году ООО «Лин Индастриал» предложило проект РН «Адлер» лёгкого класса [3], оптимизированной для запуска спутников массой до одной тонны (Рисунок 4). РН предлагалась в двух вариантах, отличающихся двигательной установкой второй ступени. У РН «Адлер» она состояла из одного ЖРД на основе рулевой камеры двигателя РД-108А, с вытеснительной подачей топлива. У «Адлер-2» на второй ступени должны были использоваться два ЖРД на основе рулевой камеры РД-108А, но с пневмонасосной подачей топлива. За счёт более высокого удельного импульса

и тяги, «Адлер-2» мог выводить на НОО полезную нагрузку массой 1000 кг против 760 кг у РН «Адлер».

Поскольку, исходя из условий конкурентоспособности, стоимость коммерческого пуска РН «Адлер» не должна превышать 10-14 млн.долл., концепция РН базируется на принципе максимального использования серийно выпускаемых компонентов. К последним, в первую очередь, относятся: двигатели РД-108А, рулевые камеры двигателя РД-108А. Также предполагалось использовать наземную инфраструктуру РН «Космос-3М», для чего ракетные блоки первой ступени РН «Адлер» и «Адлер-1», а также ракетный блок второй ступени РН «Адлер-2» должны были выполняться в диаметре 2400 мм.

В целом, проект «Адлер» напоминал РН «Самара», отличаясь от неё применением гораздо более дешёвых двигателей (ЖРД на основе камеры РД-108А против ЖРД 11Д58М).

В 2014-19 гг. ООО «Лин Индастриал» в рамках проекта «Таймыр» проработало варианты более перспективных двигательных установок, основанных на электронасосной системе подачи топлива. В больших ракетах наибольшее распространение получила насосная подача топлива с ТНА. Но применительно к ЖРД небольшой тяги использование ТНА сталкивается с определенными трудностями технологического и финансового плана.

В частности, для двигателей тягой менее 3-4 тс насосы и турбины получаются настолько миниатюрными, что их точное изготовление становится проблематичным на доступном для частных компаний оборудовании. Отработка «горячей» части ТНА, а именно, газогенератора и турбины представляет значительную сложность, не соответствующую масштабу ожидаемых инвестиций в проект. Кроме того, в России квалифицированные специалисты по ТНА, в основном, работают в профильных предприятиях Роскосмоса. Их услуги по разработке ТНА могут оказаться заметно выше по стоимости, чем при разработке ЭНА на открытом коммерческом рынке.

Оптимальным с точки зрения затрат может считаться применение ЭНА. Это решение обеспечивает следующие преимущества:

- наличие на рынке труда специалистов по электродвигателям;
- коммерческая доступность двигателей и источников питания;
- сокращение финансовых и временных затрат на отработку горячей части;
- отсутствие сложных уплотнений между насосами и электродвигателем;
- возможность более простого регулирования тяги за счет изменения оборотов электродвигателя.

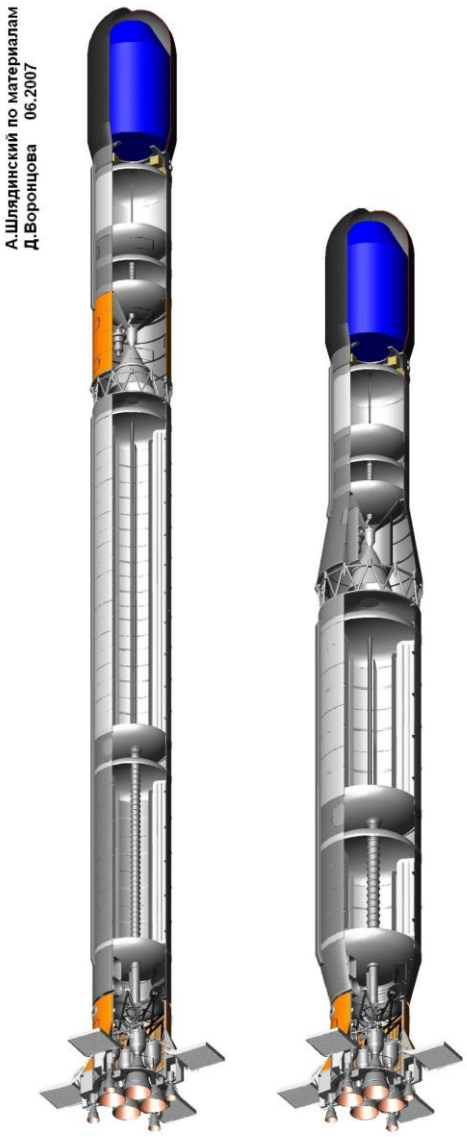


Рисунок 3 - РН «Самара» (2 варианта: 1-я ступень диаметром 2,05 м – слева, диаметром 2,66 м – справа)

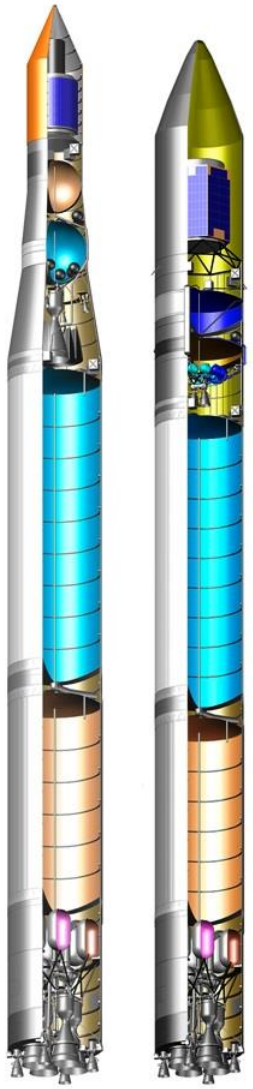


Рисунок 4 - РН «Адлер» (слева) и «Адлер-2» (справа)

Недостатком ЖРД с ЭНА считается высокая удельная масса из-за наличия относительно тяжелых электромоторов и аккумуляторных батарей. Однако прогресс в области источников питания и двигателей позволил существенно улучшить ситуацию. «Вентильные» (бесколлекторные) электродвигатели отличаются высокими массогабаритными характеристиками, благодаря чему они нашли применение в различных беспилотных аппаратах на легких самолетах и транспортных средствах иного применения. Например, даже небольшие двигатели российского производства мощностью 1-4 кВт имеют удельную массу порядка 0,33-0,35 кг/кВт, что втрое

лучше, чем у четырехтактных двигателей близкой размерности. У двигателей мощностью до 100 кВт удельные параметры могут быть еще лучше.

Литий-полимерные батареи уже сегодня обладают плотностью энергии 150-240 Вт*ч/кг, а появившиеся недавно графеновые батареи – до 1000 Вт*ч/кг. В итоге в диапазоне тяг 500-3000 кгс двигатель с ЭНА может иметь сопоставимые или лучшие параметры, чем ЖРД с ТНА (Таблица 3).

Таблица 3 - Характеристики ЖРД с ЭНА и ТНА

Параметр	Тип ЖРД		
	РД-0109 [4]	Rutherford [5]	С5.92 [6]
Агрегат подачи	ТНА	ЭНА	ТНА
Компоненты топлива	ЖК-керосин	ЖК-керосин	АТ-НДМГ
Тяга, кгс	5560	1833	2000
Масса сухого, кг	121	35 (без АКБ)	75
Удельный импульс, с	-/323,5	303	-/327
Удельная масса, кг/кгс	0,0218	0,019/0,03…0,04*	0,0375

*-в числителе – удельная масса без, а в знаменателе с АКБ

Таким образом, даже с учетом того, что ЖРД с ТНА указаны в высотном исполнении, можно утверждать: для малых значений тяги ЭНА обеспечивает достаточно высокие удельные параметры. В перспективе, удельную массу двигательной установки с ЭНА можно довести до 0,02…0,025. По заказу «Лин Индастриал» разработка ЭНА для двигателей проекта «Таймыр» велась российской компанией «Мотохром» [7].

Согласно собственным оценкам ООО «Лин Индастриал» использование электронасосного агрегата оправдано для единичного двигателя тягой не более 2,5-3,5 тс.

Одной из самых перспективных технологий в области химических накопителей энергии являют аккумуляторные батареи на основе графена (Рисунок 6). Ведущие мировые корпорации по производству потребительской электроники и электрифицированных транспортных средств регулярно инвестируют в разработку графеновых аккумуляторов сотни миллионов

долларов. Уже существуют прошедшие сертификационные испытания образцы, готовые к серийному производству. Так компания Grabat Graphenano Energy заявила о создании [8] в Испании графеновых аккумуляторных батарей с удельной емкостью 1000 Вт*ч/кг, что по крайней мере в четыре раза выше удельной емкости самых лучших литий-полимерных батарей. Таким образом, применив технологию графеновых аккумуляторов, возможно снизить их массу в ракетном двигателе с ЭНА агрегатом на 75%.

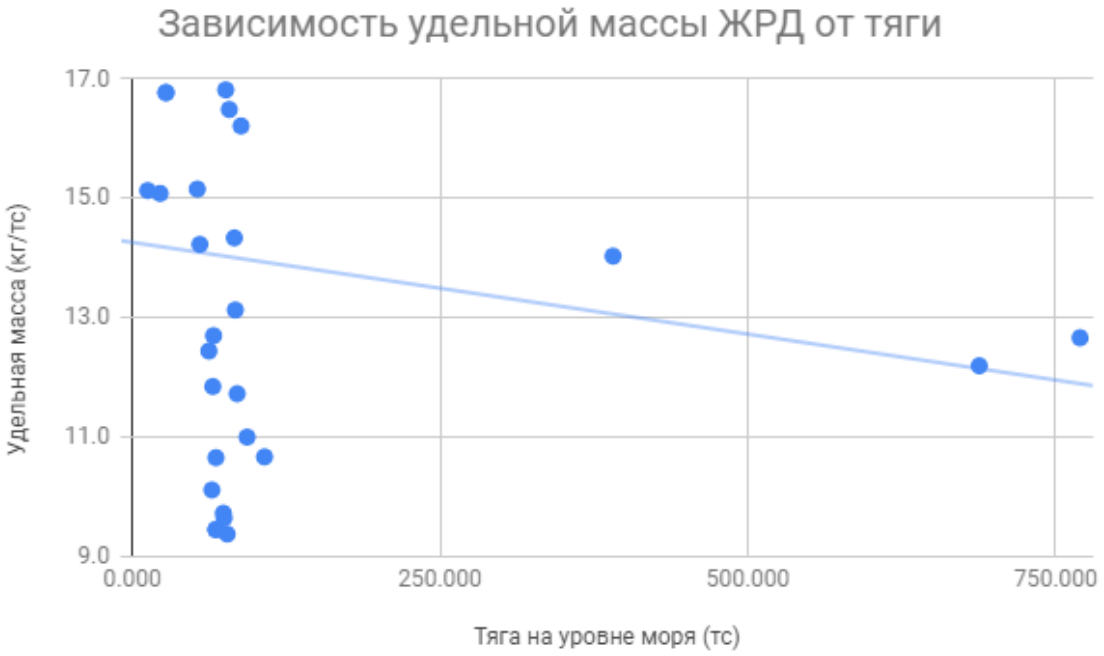


Рисунок 5 - Зависимость удельной массы ЖРД от его тяги (обработка статистических данных из открытых источников

На основании анализа уровня доступных технологий в рамках проекта «Таймыр» были предложены ЖРД с ЭНА «Цандер» (Рисунок 7) тягой 2,5 тс и «Кондратюк» (Рисунок 8), работающие на компонентах: ВПВ (окислитель)-керосин Т-1 (или РГ-1).

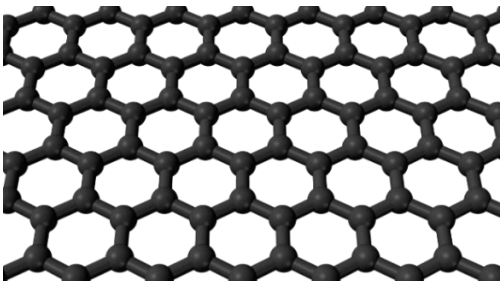


Рисунок 6 - Кристаллическая решетка графена

Для минимизации стоимости выведения в предлагаемой РН сохраняется двухступенчатая схема с тандемным расположением ракетных блоков. Для повышения энергетических возможностей РН в её состав предлагается ввести опциональную верхнюю ступень – РБ. Последняя создаётся на базе двигателя «Кондратюк».

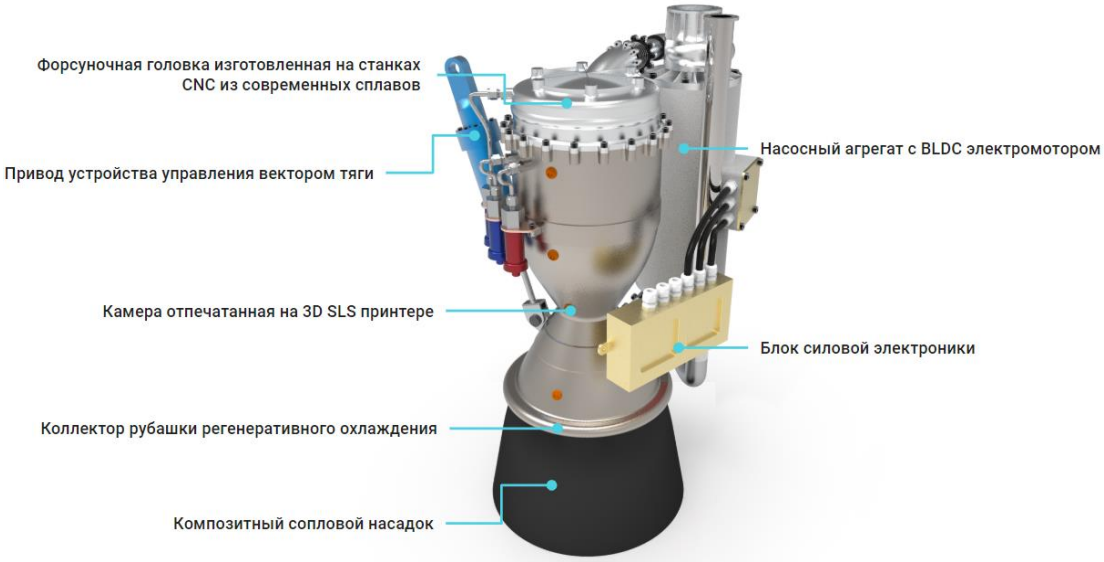


Рисунок 7 - ЖРД «Цандер»

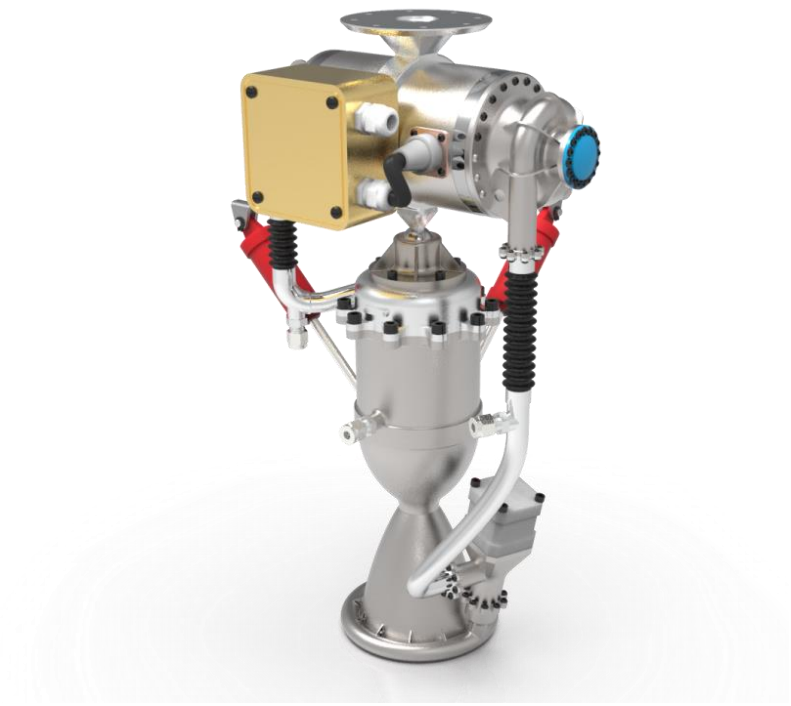


Рисунок 8 - ЖРД «Кондратюк»

С учётом снятия с эксплуатации РН «Космос-3М» более 10 лет назад и отсутствием производственной базы для изготовления ракетных конструкций диаметром 2,4 м, целесообразно использовать диаметр корпусных изделий (баков и «сухих» отсеков) 2,05 м – то есть, диаметр цилиндрической части центрального блока «А» ракеты-носителя «Союз». Данное решение позволяет:

- Использовать производственную оснастку РКЦ «Прогресс» для изготовления ракетных блоков, что снижает стоимость разработки и производства;
- Использовать практически без изменений хвостовой отсек блока «А» вместе с двигателем РД-108А;
- Обеспечить снижение аэродинамического лобового сопротивления, что позволяет повысить энергетические возможности ракеты.

3. Проектно-баллистический анализ космического ракетного комплекса на основе лёгкой РН

3.1. Аэродинамика

В качестве основы аэродинамической конфигурации принят цилиндрический корпус с конической или оживальной носовой частью. Удлинение 12-15. Проектно-баллистический анализ проводился по аналитическому закону изменения коэффициента лобового сопротивления в зависимости от числа Маха $C_{xa0}(M)$ (получен для МБР «Титан-2»), который в общем виде можно представить, как [9]:

$$C_{xa0}(M) = 0{,}29 \text{ при } 0 \le M \le 0{,}8;$$

$$C_{xa0}(M) = M - 0{,}51 \text{ при } 0{,}8 < M \le 1{,}068;$$

$$C_{xa0}(M) = 0{,}091 + 0{,}5*M-1 \text{ при } M > 1{,}068.$$

В качестве проверочных данных для аналитического закона приняты результаты продувок, выполненные в 2015 г. в АО «РКК «Энергия» по договору с ООО «Лин Индастриал».

В ходе виртуальных продувок были получены аэродинамические коэффициенты тел вращения (Рисунок 9) аналогичной формы диаметрами 500, 700 и 900 мм с удлинениями от 10 до 26. При этом коэффициенты были рассчитаны как для ракеты с четырьмя решетчатыми рулями (индекс$_{\mathbf{full}}$), так и без них (индекс$_{\mathbf{rocket}}$). Основные результаты продувок представлены ниже в таблицах. Примеры полей чисел Маха и давления показаны на рисунках ниже. Для дальнейшего анализа брались данные по конфигурациям ракет без рулей.

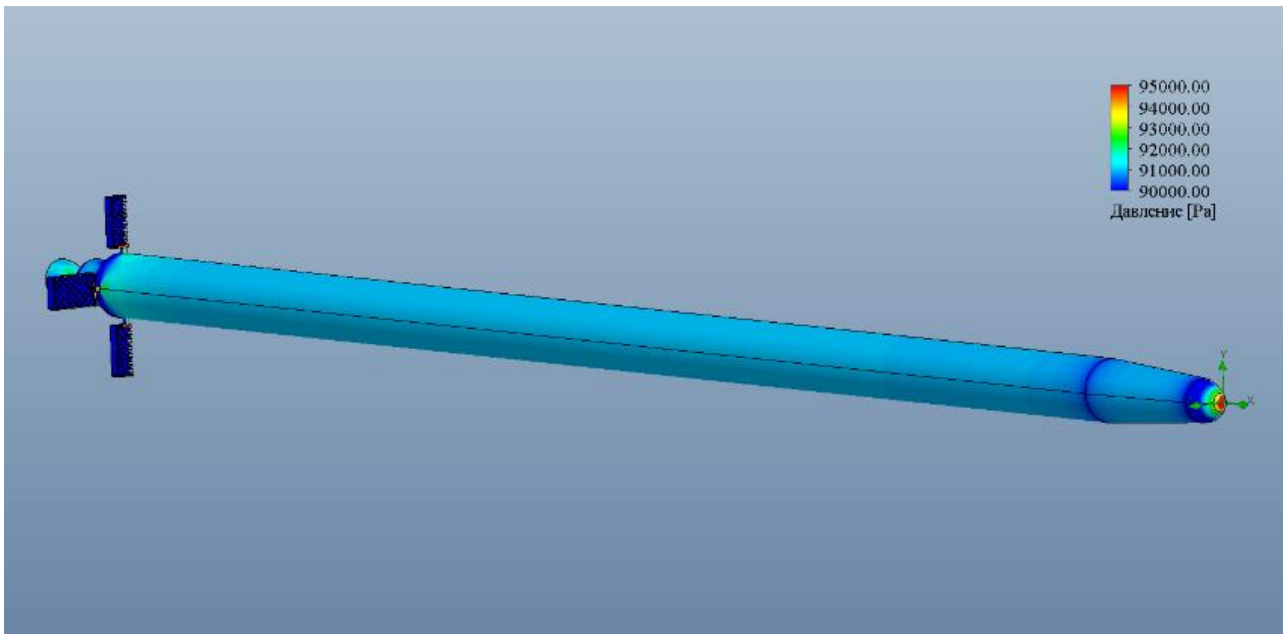


Рисунок 9 - Типовая конфигурация для виртуальной продувки

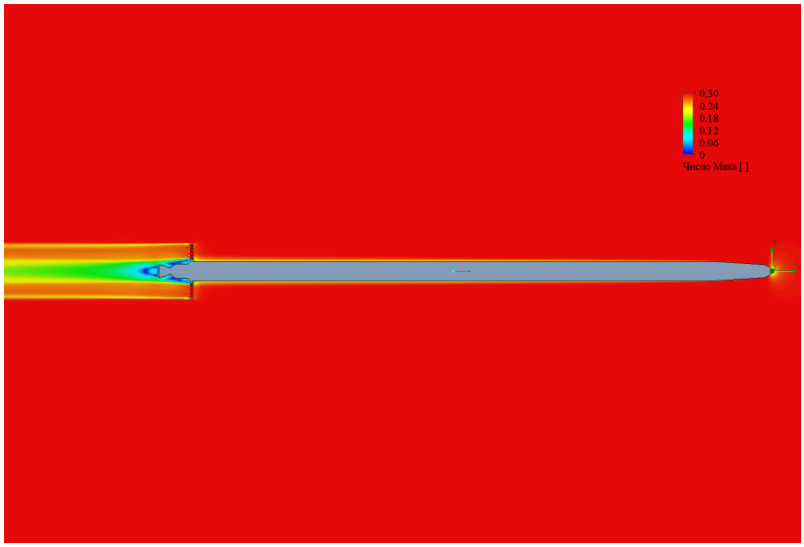


Рисунок 10 - Пример визуализации поля чисел Маха. M=0,3, α = 0.0°

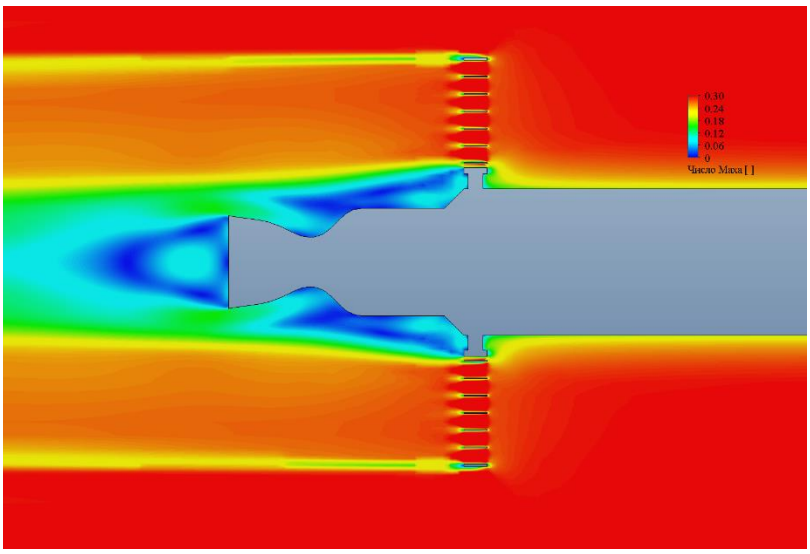


Рисунок 11 - Пример визуализации поля чисел Маха у решеток.M=0,3,α =0.0°

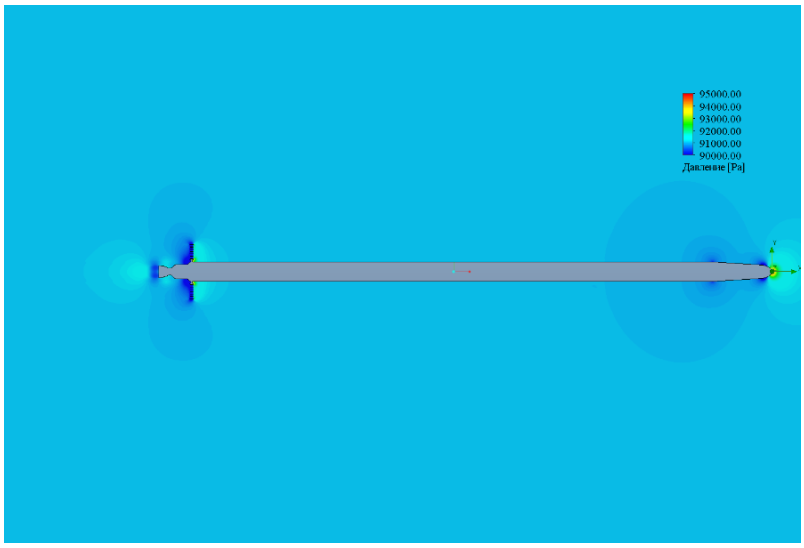


Рисунок 12 - Пример визуализации поля давления. M=0,3, α = 0.0°

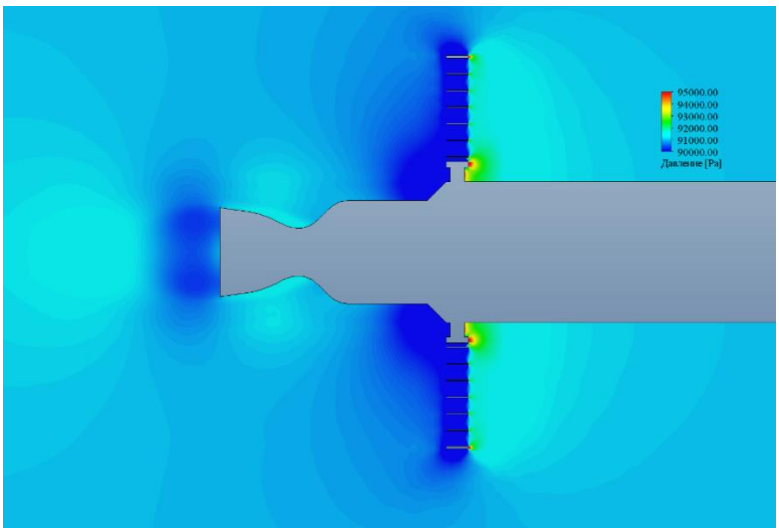


Рисунок 13 - Пример визуализации поля давления у решеток. M=0,3, α = 0.0°

Таблица 4 - Диаметр 500 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки α = 0°

H, м	**q, Па**	**P, Па**	**T, K**	**M_∞**	**C_{x_full}**	**C_{y_full}**	**m_{z_full}**	**C_{x_rocket}**	**C_{y_rocket}**	**m_{z_rocket}**
900	5800	90971	282	0,3	0,92	0	0	0,43	0	0
2700	18300	72834	271	0,6	0,95	0	0	0,43	0	0
4798	31396	55518	257	0,9	1,1	0	0	0,48	0	0
5595	35382	49893	252	1,0	1,18	0	0	0,54	0	0
6300	38300	45310	247	1,1	1,2	0	0	0,64	0	0
9100	47100	30345	229	1,5	1,17	0	0	0,62	0	0
12525	50682	17863	217	2,0	1,13	0	0	0,59	0	0
24935	29055	2575	221	4,0	0,87	0	0	0,4	0	0
38700	8600	343	247	6,0	0,81	0	0	0,35	0	0

Таблица 5 - Диаметр 500 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки α = 4°

H, м	q, Па	P, Па	T, K	M_∞	C_{x_full}	C_{y_full}	m_{z_full}	C_{x_rocket}	C_{y_rocket}	m_{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,97	0,51	-0,33	0,48	0,22	-0,05
2700	18300	72834	271	0,6	0,99	0,5	-0,32	0,47	0,23	-0,06
4798	31396	55518	257	0,9	1,13	0,52	-0,34	0,51	0,26	-0,09
5595	35382	49893	252	1,0	1,22	0,54	-0,36	0,58	0,27	-0,1
6300	38300	45310	247	1,1	1,26	0,58	-0,38	0,69	0,3	-0,12
9100	47100	30345	229	1,5	1,24	0,53	-0,33	0,66	0,31	-0,11
12525	50682	17863	217	2,0	1,17	0,53	-0,32	0,61	0,3	-0,1
24935	29055	2575	221	4,0	0,97	0,61	-0,39	0,41	0,31	-0,1
38700	8600	343	247	6,0	0,94	0,56	-0,33	0,36	0,35	-0,14

Таблица 6 - Диаметр 700 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки α = 0°

H, м	q, Па	P, Па	T, K	M_∞	C_{x_full}	C_{y_full}	m_{z_full}	C_{x_rocket}	C_{y_rocket}	m_{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,5	0	0	0,28	0	0
2700	18300	72834	271	0,6	0,54	0	0	0,3	0	0
4798	31396	55518	257	0,9	0,67	0	0	0,37	0	0
5595	35382	49893	252	1,0	0,74	0	0	0,43	0	0
6300	38300	45310	247	1,1	0,78	0	0	0,47	0	0
9100	47100	30345	229	1,5	0,69	0	0	0,4	0	0
12525	50682	17863	217	2,0	0,61	0	0	0,34	0	0
24935	29055	2575	221	4,0	0,44	0	0	0,2	0	0
38700	8600	343	247	6,0	0,38	0	0	0,17	0	0

Таблица 7 - Диаметр 700 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки α = 4°

H, м	q, Па	P, Па	T, K	M_∞	C_{x_full}	C_{y_full}	m_{z_full}	C_{x_rocket}	C_{y_rocket}	m_{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,51	0,34	-0,19	0,28	0,18	-0,04
2700	18300	72834	271	0,6	0,55	0,33	-0,19	0,3	0,18	-0,05
4798	31396	55518	257	0,9	0,68	0,32	-0,18	0,38	0,19	-0,06
5595	35382	49893	252	1,0	0,76	0,35	-0,2	0,44	0,2	-0,07
6300	38300	45310	247	1,1	0,81	0,39	-0,21	0,48	0,24	-0,08
9100	47100	30345	229	1,5	0,72	0,33	-0,16	0,42	0,21	-0,05
12525	50682	17863	217	2,0	0,63	0,33	-0,16	0,35	0,21	-0,05
24935	29055	2575	221	4,0	0,47	0,36	-0,19	0,21	0,22	-0,06
38700	8600	343	247	6,0	0,43	0,33	-0,18	0,18	0,24	-0,1

Таблица 8 - Диаметр 900 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки α = 0°

H, м	q, Па	P, Па	T, K	M_∞	C_{x_full}	C_{y_full}	m_{z_full}	C_{x_rocket}	C_{y_rocket}	m_{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,35	0	0	0,23	0	0
2700	18300	72834	271	0,6	0,38	0	0	0,24	0	0
4798	31396	55518	257	0,9	0,48	0	0	0,31	0	0
5595	35382	49893	252	1,0	0,57	0	0	0,39	0	0
6300	38300	45310	247	1,1	0,6	0	0	0,41	0	0
9100	47100	30345	229	1,5	0,54	0	0	0,36	0	0
12525	50682	17863	217	2,0	0,46	0	0	0,29	0	0
24935	29055	2575	221	4,0	0,3	0	0	0,15	0	0
38700	8600	343	247	6,0	0,24	0	0	0,12	0	0

Таблица 9 - Диаметр 900 мм. Аэродинамические коэффициенты для угла атаки α = 4°

H, м	q, Па	P, Па	T, K	M_∞	C_{x_full}	C_{y_full}	m_{z_full}	C_{x_rocket}	C_{y_rocket}	m_{z_rocket}
900	5800	90971	282	0,3	0,38	0,25	-0,15	0,25	0,14	-0,05
2700	18300	72834	271	0,6	0,4	0,27	-0,15	0,26	0,18	-0,07
4798	31396	55518	257	0,9	0,49	0,27	-0,15	0,32	0,19	-0,07
5595	35382	49893	252	1,0	0,57	0,29	-0,16	0,39	0,19	-0,07
6300	38300	45310	247	1,1	0,61	0,28	-0,15	0,42	0,18	-0,06
9100	47100	30345	229	1,5	0,56	0,25	-0,12	0,37	0,17	-0,05
12525	50682	17863	217	2,0	0,48	0,26	-0,12	0,3	0,18	-0,05
24935	29055	2575	221	4,0	0,31	0,29	-0,16	0,16	0,2	-0,08
38700	8600	343	247	6,0	0,26	0,25	-0,14	0,13	0,19	-0,08

Сравнение коэффициентов лобового сопротивления при нулевом угле атаки Cx_0 (в зависимости от числа Маха M) для каждой из трех конфигураций с аналитическим законом представлено на графике (Рисунок 14).

Видно, что аналитический закон дает прекрасное соответствие с результатами продувки ракеты диаметром 700 мм (с примерно таким же удлинением, как и у предлагаемой РН) с некоторым запасом. Это дает основание применять более удобный аналитический закон при проектных расчетах моноблочных ракет.

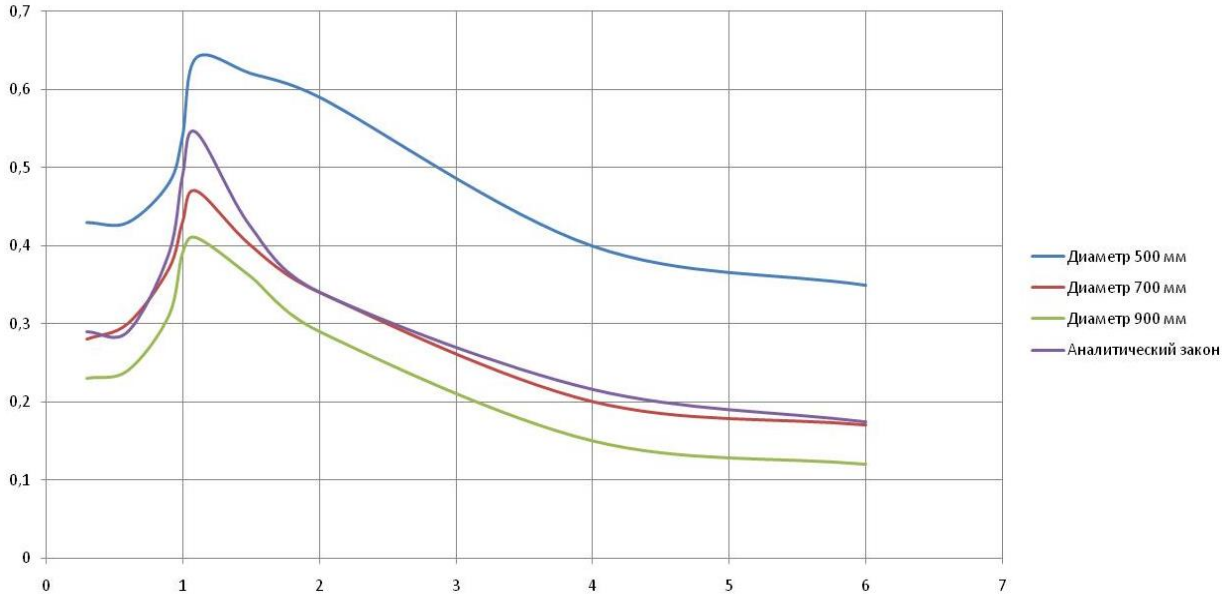


Рисунок 14 - Зависимости Cx0 (M) по результатам виртуальных продувок и по аналитическому закону

Тем не менее, для учёта возможных погрешностей расчёта, а также возможного наличия аэродинамических стабилизаторов/рулей, которые могут потребоваться для обеспечения устойчивости и управляемости на атмосферном участке полёта, мидель РН в расчёте увеличен на 70% (с 3,3 до 5,6 м^2). Это допущение идёт в запас, создавая резерв грузоподъёмности РН.

3.2. Основные проектные параметры

Для определения основных проектных параметров необходимо выбрать параметры целевой орбиты и схему выведения, исходя из следующих соображений.

Время работы ДУ второй ступени влияет на массу аккумуляторных батарей, поэтому длительность активного участка не должна приводить к чрезмерному росту конечной массы ракетного блока. При схеме с непрерывным выведением (Рисунок 15) наблюдается закономерность: чем больше высота орбиты, тем меньше оптимальная тяга и, соответственно, больше длительность активного участка. Так, для выведения на солнечно-синхронную орбиту высотой 500 км оптимальная тяга второй ступени лежит

в пределах 2,5-3,2 тс, а при выведении на низкую орбиту высотой 200 км оптимальная тяга второй ступени составляет около 6 тс.

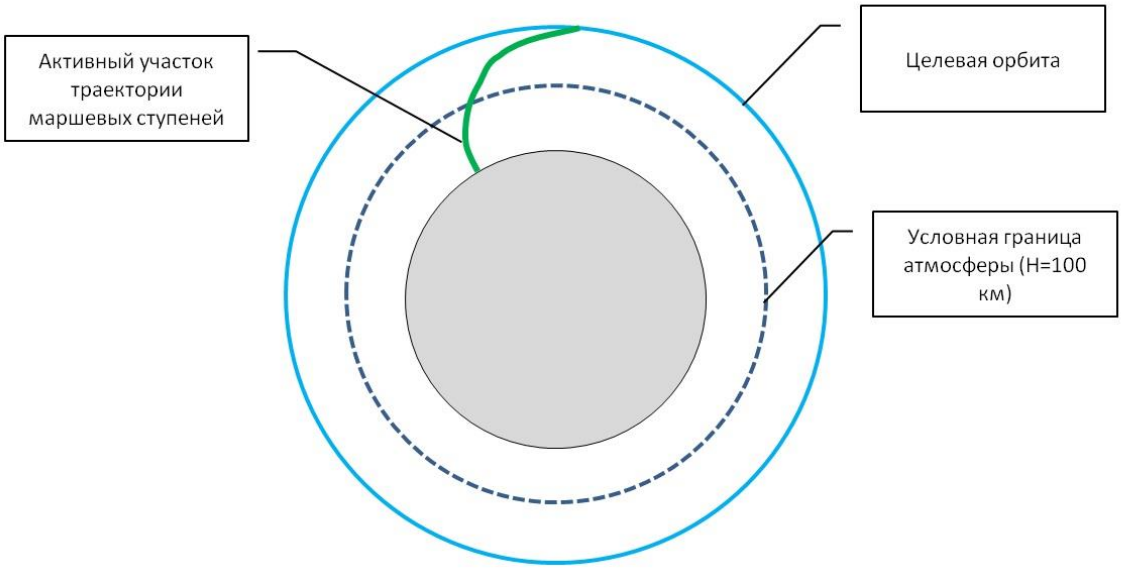


Рисунок 15 - Схема непрерывного выведения на орбиту

Таким образом, при непрерывном выведении на ССО выгоднее использовать один двигатель. Но при этом длительность активного участка может достигать 600 и более секунд, что ведёт к росту массы аккумуляторов для привода ЭНА.

С другой стороны, при непрерывном выведении на ССО высотой 500 км вторая ступень после завершения работы останется в космосе около 10 лет, исходя из усреднённых сроков баллистического существования КА в зависимости от высоты круговой орбиты. Но вторая ступень не должна оставаться на орбите длительное время, чтобы избежать засорения околоземного космического пространства.

Таблица 10 - Время существования КА в зависимости от высоты круговой орбиты

Высота, км	150	190	210	230	400	500	650	850	1300	2000
Время жизни	1 сутки	2 суток	1 неделя	1 месяц	1 год	10 лет	100 лет	1000 лет	10 тыс.лет	100 тыс.лет

Из этих соображений вытекает необходимость сведения второй ступени с околоземной орбиты в течение короткого срока. Добиться этого можно следующими способами:

- оснащением второй ступени специальной тормозной ДУ
- снижением высоты опорной орбиты, на которой срок активного существования не превышает нескольких суток (например, высотой 150-200 км), с довыведением КА на целевую орбиту с помощью РБ.

Возможна и комбинация этих методов. Даже на орбите высотой 190-210 км вторая ступень может находиться от 2 до 7 суток, при этом она может упасть на Землю в том числе и в населённых районах. Часть несгоревших элементов, таких как баллоны высокого давления или детали двигателя, могут нанести ущерб жизни и здоровью людей, а также привести к материальным убыткам. Поэтому оснащение второй ступени тормозной ДУ может оказаться целесообразным даже в случае выведения её на НОО: обеспечивается управляемое сведение ступени с орбиты.

Тормозная ДУ может быть выполнена в виде отдельного двигательного модуля. В его функции могут также входить: обеспечение управления по каналам тангажа, рысканья и крена на активном участке при однодвигательной основной ДУ второй ступени; управление и стабилизация второй ступени на пассивных участках траектории при использовании схемы с повторным включением ДУ 2-й ступени (Рисунок 16); создание ускорения для осадки топлива перед вторым включением второй ступени.

Схема с повторным включением позволяет заметно повысить массу полезной нагрузки на целевой орбите по сравнению с непрерывным выведением. Кроме того, двигательный модуль может стать составной частью РБ, обеспечивая его стабилизацию и ориентацию.

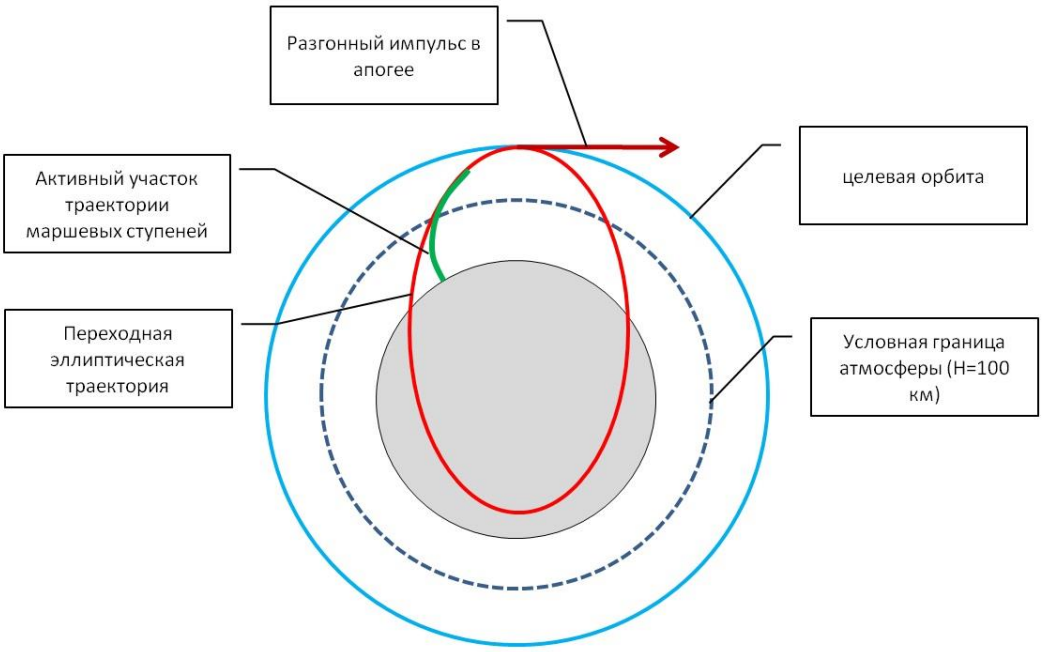


Рисунок 16 - Схема с повторным включением ДУ второй ступени

В качестве целевой орбиты принята ССО высотой 500 км и наклонением 97,5 градуса (орбита выведения спутников серии «Аист-2»). Расчётной точкой старта является космодром Восточный.

Проектно-баллистический анализ выполнен, исходя из применения самых передовых показателей ЖРД с электронасосной подачей с источниками питания в виде графеновых батарей с плотностью энергии 1000 Вт*ч/кг, алюминиевого сплава Р-1580 для баков второй ступени.

По результатам расчёта параметры двигательной установки второй ступени приняты следующими:

- Тяга в пустоте 3874 кгс
- Удельный импульс на уровне моря 245 с
- Удельный импульс в пустоте 305 с.
- Масса двигательной установки (камера, ЭНА, кронштейны крепления, арматура и элементы автоматики), а также с учётом резерва принята 154 кг, в том числе залитый компонентами топлива ЖРД 91 кг.

Принятый геометрический профиль камеры отображен на Рисунок 17. Двигатель неподвижно крепится к конструкции ракетного блока второй ступени, управление по всем каналам обеспечивается двигательным блоком.

Параллельно был выполнен расчёт по другим методикам. Предварительно определялись идеальные параметры газового потока. Они рассчитывались, исходя из гипотезы равновесного течения без потерь. Поток в сопле принимался также идеальным и квазиодномерным, без потерь на трение [10].

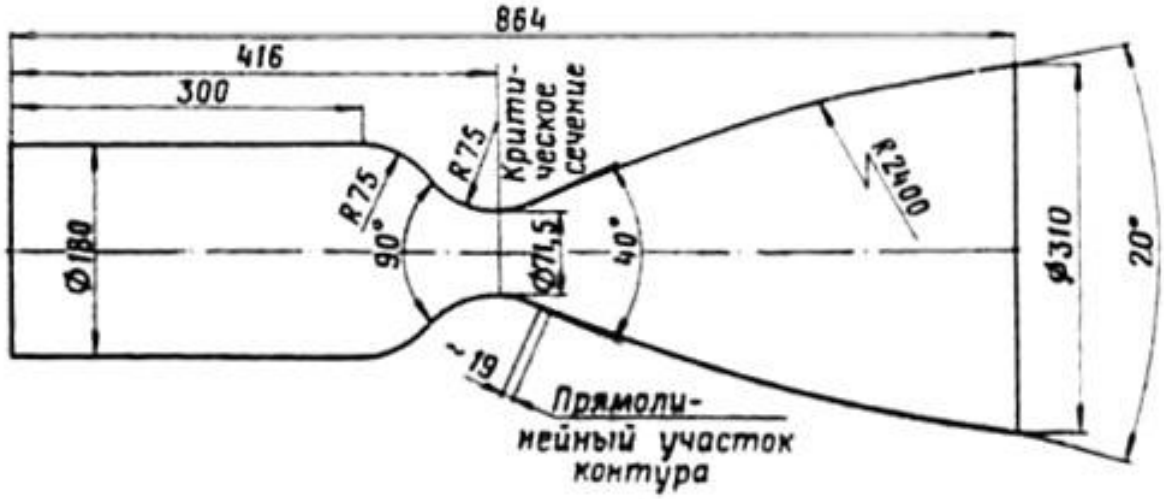


Рисунок 17 - Профиль камеры ЖРД второй ступени

В результате такого расчёта определялись идеальный удельный импульс и коэффициент тяги. К нему, в свою очередь, вводились поправки на реальный характер течения, наиболее значимыми из которых для заданного расчётного случая являются конечная скорость реакций в сопле [11], [12], [13], трение в пограничном слое [14], расхождение потока в сопле [15], [16], потери давления в камере сгорания ограниченного сечения [10] .

Данные потери вводились как поправочные коэффициенты к идеальному удельному импульсу, определяемые по зависимостям из указанных выше литературных источников, которые в силу этого не приведены в данном расчёте. Значение реального импульса совместно с требованиями по тяге позволяет определить расход компонентов.

Оценки массы и габаритов ЖРД в совокупности с турбонасосным агрегатом и элементами пневмогидросхемы проводились по статистическим зависимостям, выведенным на основе данных по 45 ЖРД с турбонасосной подачей [17], [18]. Входными параметрами модели являются тяга, используемые топливные компоненты, давление в камере и степень расширения сопла. Погрешность полученных статистических закономерностей составила 10-15%.

При этом проведенный анализ значимости параметров показал, что фактически единственным параметром, определяющим массу двигателя для работы в вакууме, является тяга, в случае идентичных используемых топливных компонентов. Зависимости, построенные с учётом рабочего давления в камере сгорания, не показали более высокой точности. Учёт же типа используемого цикла даже ухудшил точность предсказания параметров двигателей, отсутствующих в исходной базе [19]. Поэтому масса двигателя определялась в расчёте, исходя только из тяги и используемых топливных компонентов.

При определении же габаритов двигателя, задаваемых через диаметр и длину описанного цилиндра, наряду с тягой и типом компонентов значимыми оказались давление в камере сгорания и степень расширения сопла.

Результаты расчёта по полученной модели сравнивались с известными моделями с большим количеством входных параметров [20], [21], [22] и продемонстрировали схожую точность.

В отличие от ТНА, ЭНА не имеет большого количества прототипов и расчёт по статистическим зависимостям для него невозможен. Поэтому масса ЭНА определялась, исходя из результатов [23], а потребная мощность рассчитывалась по зависимостям [24]. При этом учитывалась возможность значительного повышения характеристик ЭНА за счёт использования электродвигателей на сверхпроводящих магнитах [25] и электроаккумуляторов на основе графена [8].

Согласно исходным данным был проведен термодинамический расчет, показавший, что при заданных параметрах расчётный удельный импульс в вакууме составит около 317 с, тяга соответственно – 4033 кгс.

Суммарная мощность насосного агрегата составляет около 110 кВт.

Масса двигателя с ТНА в соответствии с регрессионными зависимостями составляет 72 кг, габариты: длина 1630 мм, диаметр 715 мм.

Удельная масса современных ТНА составляет около 2 кг на тонно-силу тяги ЖРД [26]. Отсюда масса ТНА составляет из общей массы ЖРД около 8 кг, и сухая масса двигателя без насоса 64 кг.

При этом достигнутая частота вращения ротора ТНА составляет около 20000 об/мин [26], откуда расчётные габариты ТНА согласно оценочным зависимостям [27]будут следующими: диаметр 230 мм, длина 460 мм.

Для варианта ЖРД с ЭНА принято, что ЭНА состоит из блока аккумуляторных батарей, электродвигателя и лопастного центробежного насоса. Опыт конструирования ЭНА [23]показывает, что собственно насос составляет сравнительно небольшую долю массы и объёма насосного агрегата. Поэтому при оценке массогабаритных характеристик ЭНА учитывались только параметры аккумуляторного блока и электромотора.

Удельная энергоемкость современных литиевых аккумуляторов, используемых в электротранспорте, составляет около 270 Вт*ч/кг для отработанных конструкций [28] и до 450 Вт*ч/кг или 1200 Вт*ч/л для недавно начавших серийно выпускаться литий-металлических аккумуляторов [29]. Отсюда масса аккумуляторных батарей составит около 34 кг.

Удельная мощность современных авиационных электродвигателей составляет около 5 кВт/кг [30], откуда массу электропривода ЭНА можно оценить в 21 кг. Итого, масса ЭНА на современных технологиях составит 55 кг против 8 кг ТНА, т.е. масса двигателя возрастает с 72 до 119 кг или в 1,65 раза. Несмотря на это, более высокая средняя плотность ЭНА приводит к тому, что его компоновочный объём практически соответствует таковому у ТНА.

Возможное в перспективе повышение удельной энергоемкости АБ до 1000 Вт*ч/кг и удельной мощности ЭМ на сверхпроводниках в 3-5 раз по сравнению с достигнутой, как указано выше, может привести к снижению массы ЭНА до 20 кг, однако ценой существенного усложнения и удорожания его конструкции.

По статистике [31] масса залитого двигателя составляет приблизительно 110% от массы сухого. Тогда залитая масса рассматриваемого ЖРД с ТНА и ЭНА составит 80 и 131 кг соответственно.

Таким образом, параметры ЖРД второй ступени на основе рулевой камеры РД-108А, рассчитанные по второй методике, оказались несколько лучше принятых, обеспечивая проектный резерв грузоподъёмности.

Основными проектными параметрами РН приняты [32]:

- Стартовая (начальная) масса РН $\mathbf{M}_0$, кг.
- Относительные конечные массы ступеней $\boldsymbol{\mu}_{\text{к}i}$ — отношение конечной массы ступени к начальной, определяющее массу РЗТ ступеней.
- Начальные тяговооруженности ступеней $\mathbf{n}_{0i}$ — отношение начальной тяги ДУ ступени к весу соответствующей ступени.
- Коэффициенты топливных отсеков блоков $\mathbf{a}_{\text{то}i}$ — отношение конечной массы топливного отсека к массе РЗТ. В конечную массу топливного отсека включаются массы ГЗТ, невырабатываемых остатков компонентов ракетного топлива и масса газов наддува. На основании предварительного расчета и экспертных оценок приняты следующие значения: $\mathbf{a}_{\text{то}1} = 0{,}035$; $\mathbf{a}_{\text{то}2} = 0{,}04$.
- Коэффициенты прочих отсеков $\mathbf{a}_{\sigma i}$ — отношение массы прочих отсеков блока к начальной массе блока. К прочим отсекам отнесены: приборы и элементы БКУ и телеметрии, БКС, хвостовые, переходные и межбаковые отсеки, головной обтекатель (включается при расчете в конечную массу блока первой ступени). На основании предварительных расчетов приняты следующие значения: $\mathbf{a}_{\sigma 1} = 0{,}036$; $\mathbf{a}_{\sigma 2} = 0{,}04$.

- Удельная масса двигателей γ_i. Для ДУ первой ступени принята равной 0,019 кг на 1 тс тяги, для второй – 0,04.

- Параметры программы изменения угла тангажа (угол тангажа — угол между продольной осью РН и горизонтом точки старта, программное изменение тангажа обеспечивает достижение заданных параметров опорной орбиты): максимальный угол атаки αmax на участке аэродинамического разворота первой ступени, начальный φ0 и конечный φк углы тангажа на участке второй ступени. Изменение угла тангажа φ (t) по времени на активном участке второй ступени задается законом [33]:

$tg\varphi(t) = tg\,\varphi_0 + (tg\,\varphi_к - tg\,\varphi_0)*t/t_к$,

где $t_к$ — длительность активного участка второй ступени,

φ_0 — начальное значение угла тангажа,

$\varphi_к$ — конечное значение угла тангажа

Связь между массой полезной нагрузки и проектными параметрами двухступенчатой РН тандемной схемы описывается следующими соотношениями:

$M_{пн} = M_0*\mu_{пн1}*\mu_{пн2}$,

где M_0 – начальная масса первой ступени (стартовая масса РН),

$\mu_{пнi}$ – относительная масса полезной нагрузки i-ой ступени

$\mu_{пнi} = (\mu_{кi} - \alpha_i - \beta_i* n_{0i})/(1- \alpha_i)$,

где $\alpha_i = (a_{тoi} + a_{\sigma i})/(1 + a_{тoi})$, $\beta_i = \gamma_i/(1 + a_{тoi})$

Начальная масса второй ступени рассчитывается по формуле:

$M_{02} = M_0*\mu_{пн1}$

Масса топлива ступеней рассчитывается по формуле:

$M_{тi} = (1- \mu_{кi})*M_{0i}$

Конечная масса ракетного блока i-ой ступени рассчитывается как:

$m_{кi} = a_{тoi}* M_{тi} + \gamma_i* n_{0i}* M_{0i} + a_{\sigma i}*(1- \mu_{пнi})*M_{0i}$

Целевой функцией принята масса полезного груза Мпг при заданной тяге двигателей. Максимальная масса полезного груза примерно 677 кг достигается при стартовой массе 66-67 т (Рисунок 18)

Рисунок 18 - Зависимость массы полезного груза от стартовой массы РН

Стартовая масса 66-67 т характеризуется пониженными значениями стартовой тяговооруженности – 1,2-1,22. В некоторых ситуациях это может оказаться недостаточным. В частности, следствием пониженной тяговооружённости является медленный набор скорости при старте. При сильном ветре за время движения в стартовом сооружении ветровой снос может привести к столкновению ракеты с высотными сооружениями стартового комплекса. Кроме того, в случае применения дополнительных аэродинамических рулей, необходимо как можно скорее набрать скорость порядка 50 м/с, при которой эффективность рулей становится достаточной для управления РН. Исходя из этих соображений, для дальнейших расчетов принята стартовая масса РН M_0 = 65000 кг. При этом масса полезного груза составляет 672 кг - всего на 5 кг меньше максимального значения, что находится в пределах точности проектировочных расчётов (5-7%). Кроме того, некоторое уменьшение стартовой массы позволяет уменьшить габариты ракетных блоков, их массу и стоимость.

3.3.Лётные характеристики

Основные летные характеристики РН СЛК представлены на графиках ниже. В целом лётные характеристики находятся в допустимых пределах. Максимальная продольная перегрузка примерно в 8 единиц может быть ограничена за счет некоторого снижения тяги РД-108А путём его перевода на

конечную ступень тяги. Уменьшение тяги приведет к некоторому снижению грузоподъемности. Однако выбранные параметры и размерность носителя обеспечивают резерв грузоподъёмности примерно в 140 кг.

3.4. Энергетические характеристики РН

Энергетические характеристики (зависимость массы полезного груза от высоты и наклонения орбиты) базового двухступенчатого варианта РН показаны на графике (Рисунок 25).

Таким образом, РН при непрерывном выведении способна выводить полезный груз массой до 500 кг включительно на НОО высотой до 650 км.

Таблица 11 - Основные параметры РН согласно проектно-баллистическому расчету

Параметры РН		
Стартовая масса, кг	65 000	
Масса полезной нагрузки на ССО высотой 400 км, кг	672	
Масса головного обтекателя, кг	300	
Время сброса головного обтекателя (от момента старта), сек	200	
Диаметр, м	2,05	
Параметры ступеней	1	2
Диаметр, м	2,05	
Относительная конечная масса $\mu_{кi}$	0,193	0,185
Начальная тяговооруженность	1,243	0,546
Масса ракетного блока, кг	57 605,4	6 422,3
Масса рабочего запаса топлива, т	52 449,8	5 779,3
Конечная масса ракетного блока, кг	5 155,6	643,0
Число и тип двигателей	1хРД-108А	
Тяга у земли/ в пустоте, тс	80,8/100,5	-/3,874
Время работы, сек	169	457
Удельный импульс у земли/в пустоте, с	257,7/320,6	245/305

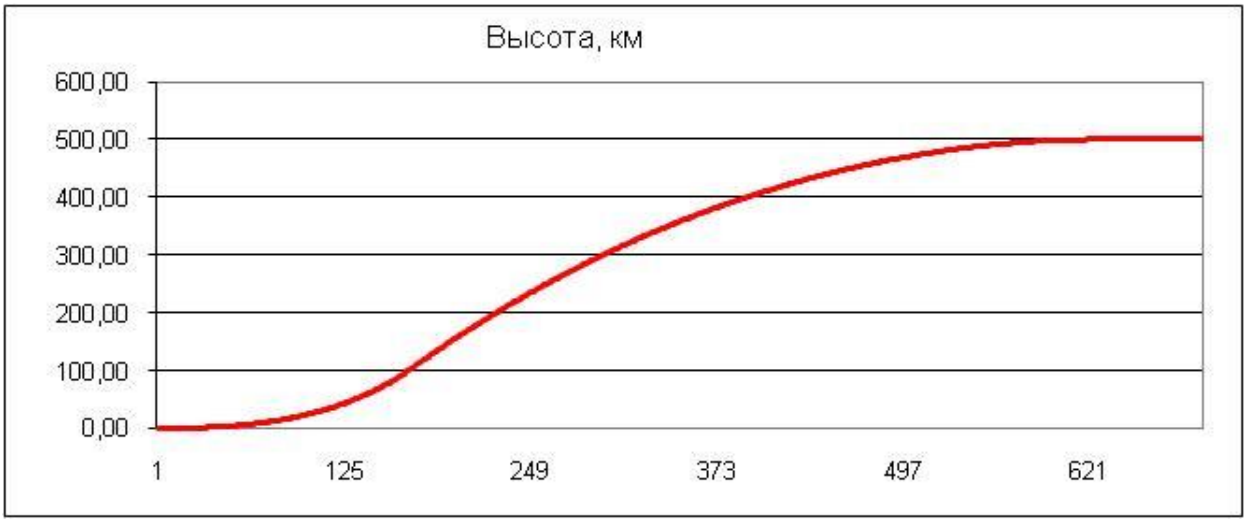


Рисунок 19 - График высоты полета (ось Y, км) от времени (ось X, сек)

Рисунок 20 - График относительной скорости (ось Y, км/с) от времени (ось X, сек)

Рисунок 21 - График осевого ускорения (ось Y, м/с^2) от времени (ось X, сек)

Рисунок 22 - График скоростного напора (ось Y, кПа) от времени (ось X, сек)

Рисунок 23 - Программный угол тангажа (ось Y, град) от времени (ось X, сек)

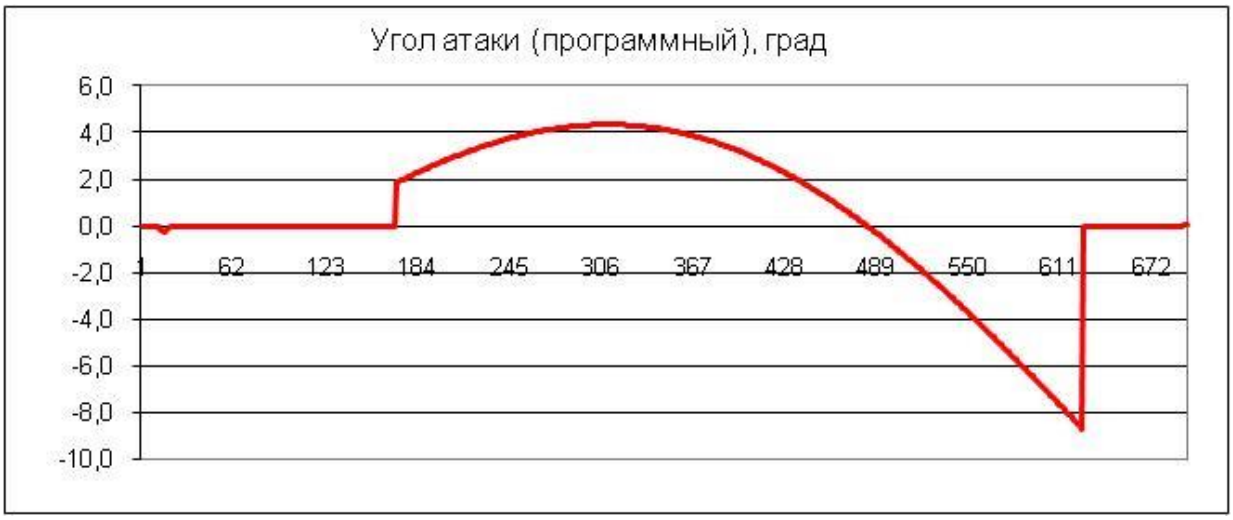


Рисунок 24 - Программный угол атаки (ось Y, град) от времени (ось X, сек)

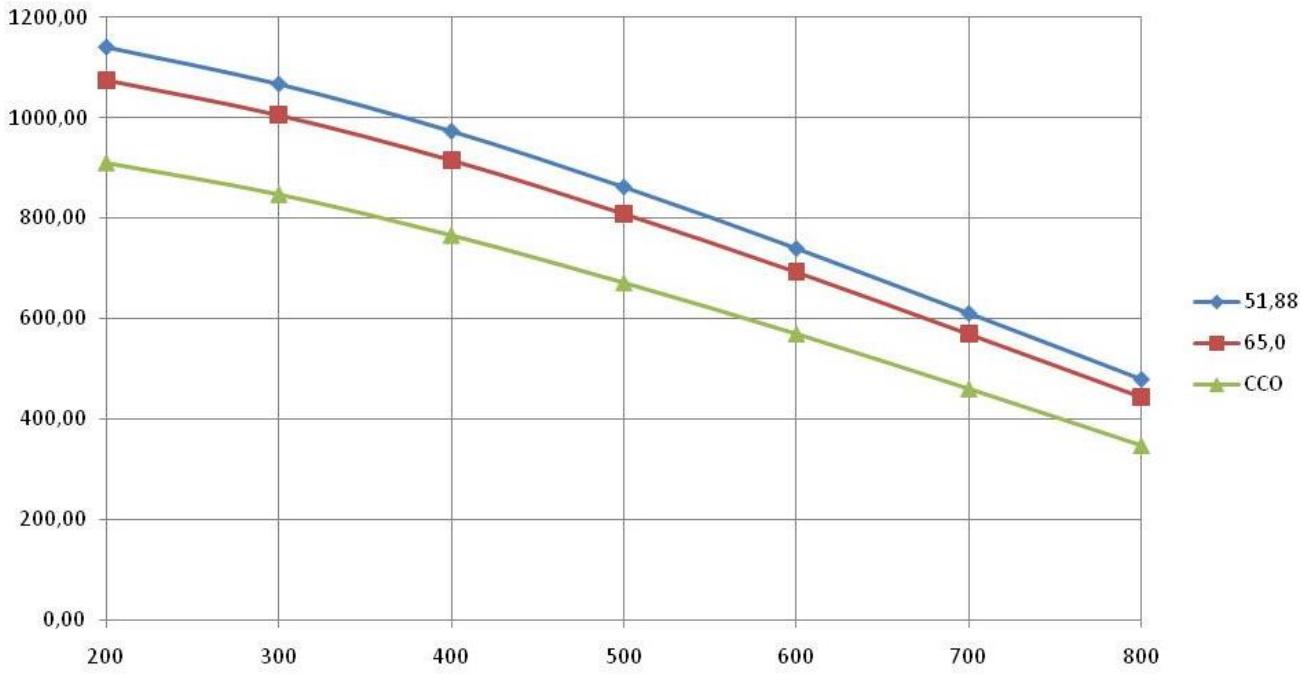


Рисунок 25 - Энергетические характеристики РН: масса ПН (ось Y, кг) от высоты орбиты (ось X, км) при различных наклонениях

Рассмотрим вариант выведения КА на ССО высотой 500 км по схеме с повторным включением ЖРД второй ступени. Схема предполагает первое выключение двигателя в момент, когда РН находится на промежуточной незамкнутой орбите с перигеем высотой 0 км и апогеем – 500 км. Высота выключения должна исключать заметного влияния верхних слоёв атмосферы на траекторию пассивного полёта второй ступени, поэтому принимается не менее 180 км. В случае отказа ЖРД при повторном включении такая орбита обеспечивает падение ступени в нейтральные воды Тихого океана. При штатной работе ЖРД второй ступени включается в апогее, обеспечивая выведение на заданную орбиту.

Таблица 12 - Параметры второй ступени при схеме выведения с повторным включением

Параметр	**Значение**
Высота первого выключения ЖРД второй ступени, км	373
Рабочий запас топлива второй ступени, кг, в т.ч.	5513
- для выведения на промежуточную незамкнутую орбиту	5444,7
- для довыведения на ССО высотой 500 км	69,1
Масса полезного груза, кг	737

Расчеты показали, что в данном случае прирост массы полезного груза составляет примерно 9,7%. Таким образом, повторное включение даёт сравнительно небольшой эффект, тем не менее, данная схема может применяться при выведении КА массой более 700 кг, что обеспечивает повышение гибкости на рынке пусковых услуг. При этом стоимость запуска практически не меняется.

3.5.Верхние ступени

Верхние ступени (блоки (до)выведения, космические разгонные блоки/межорбитальные буксиры) позволяют заметно улучшить энергетические характеристики РН, особенно при выведении на орбиты и траектории, для формирования которых могут потребоваться многократные включения двигателей. В частности, речь идет о выведении небольшого КА на траекторию полёта к Луне с проведением одной-двух коррекций.

Из условия достаточно длительного (от нескольких десятков минут до двух суток) функционирования в условиях космического пространства предлагаются долгохранимые компоненты топлива: ВПВ и керосин. В качестве двигателя предлагается ЖРД «Кондратюк» тягой в пустоте 500-650 кгс (в зависимости от настроек).

Оценим параметры РБ, необходимые для отправки автоматического КА в облёт Луны. Схема перелёта выглядит следующим образом. РН выводит головной блок в составе РБ и КА на опорную орбиту высотой 200 км и

наклонением 51,88 градуса. После необходимого фазирования включается ЖРД разгонного блока, и вся связка выводится на траекторию полёта к Луне. Во время пассивного полёта РБ выполняет 1-2 коррекции, после чего КА отделяется.

Полученная масса полезного груза позволяет отправить в облёт Луны КА, оснащённые достаточно серьёзной научной аппаратурой. При некотором увеличении запаса топлива (примерно до 832 кг) РБ способен вывести на окололунную орбиту КА массой свыше 30 кг. Такой аппарат, оснащённый оптико-электронной камерой, мог бы выполнять съёмку поверхности Луны с разрешением не хуже 1 м. Этого достаточно, например, для предварительного оценивания мест возможной посадки беспилотных и пилотируемых посадочных миссий.

Таблица 13 - Параметры РБ для запуска КА в облёт Луны

Параметр	**Значение**
Начальная масса головного блока на опорной орбите, кг	1141,0
Характеристическая скорость, м/с	3201,0
Тяга двигателя, тс	0,65
Удельный импульс двигателя, с	312
Рабочий запас топлива, кг	740
Конечная масса РБ (конструкция + остатки топлива и газов), кг	250
Масса полезного груза, кг	150

4. Компоновка и конструкция РН

Композиционное решение РН предполагает взаимное расположение основных отсеков, их форму и размеры, которые обеспечивают:

- максимально высокую плотность компоновки, но не в ущерб доступности узлов, агрегатов и систем при их монтаже и предстартовых проверках;
- простоту конструктивно-силовой схемы;
- простоту сборки ракеты;
- равномерную передачу силовых потоков по кратчайшим путям для обеспечения минимальной массы силовых элементов;
- аэродинамически выгодную форму всего изделия в целом.

Данные факторы однозначно определяют общую компоновочную схему – двухступенчатый тандем с поперечным делением ступеней.

При предварительной компоновке основным принципом является умеренное использование нестандартных решений. В связи с этим конструкция отсеков и секций первой ступени практически полностью заимствуется от блока «А» ракеты-носителя «Союз-2». Конструкция ракетного блока первой ступени максимально использует элементы (днища, секции обечаек) топливного отсека первой ступени.

Общие виды РН полученные в ходе компоновочных работ приведены на рисунках ниже. Габаритные размеры D2,05×20 м являются предварительными и служат исключительно для общего понимания пропорций и размеров РН.

4.1. Ракетный блок первой ступени

Ракетный блок первой ступени выполнен на основе цилиндрической части диаметром 2050 мм блока А ракеты-носителя «Союз-2». Он состоит из последовательно соединённых между собой отсеков:

- Хвостового отсека – практически идентичен таковому у РН «Союз-2». Служит для размещения двигателя РД-108А и тороидальных баков перекиси водорода и жидкого азота;

- Бак горючего объёмом 20,1 м^3. Сварен из гладких химически фрезерованных листов сплава АМг-6, подкреплён гнутыми шпангоутами;
- Межбакового отсека клёпаной конструкции с силовым набором из стрингеров и шпангоутов из сплава Д-16Т;
- Бака окислителя объёмом 34,74 м^3. По конструкции аналогичен баку горючего;
- Верхняя юбка. По конструкции и материалам аналогична межбаковому отсеку.

4.2.Ракетный блок второй ступени

Ракетный блок второй ступени выполнен в виде моноблочной конструкции, состоящей из последовательно соединённых между собой отсеков:

- Сбрасываемого межступенчатого переходника, выполненного из сплава Д-16Т. Представляет собой оболочку, подкреплённую стрингерами и шпангоутами;
- Двигательного модуля. Корпус – из сплава Д-16, баки ВПВ – композитные. Система наддува – автономная, на сжатом гелии. Как вариант, возможен наддув от шар-баллонов гелия системы наддува маршевой ДУ;
- Бака горючего, конструктивно и технологически выполненного по аналогии с баком горючего первой ступени;
- Межбакового отсека, аналогичного по конструкции межбаковому отсеку первой ступени;
- Бака окислителя. По конструкции аналогичен баку окислителя первой ступени;
- Адаптера полезной нагрузки с размещёнными на нём блоками системы управления.

В проектные решения РБ закладываются следующие компоновочные принципы:

- минимизация продольных размеров за счёт многобаковой компоновки
- минимизация массы топливного отсека за счёт применения совмещённых баков горючего и окислителя сферической формы
- модульное построение компоновки топливного отсека за счет изменения количества совмещенных баков в зависимости от энергетики миссии
- применение в качестве основы силовой конструкции двигательного отсека второй ступени (с управляющими ЖРД малой тяги на ВПВ) для снижения стоимости разработки и производства.

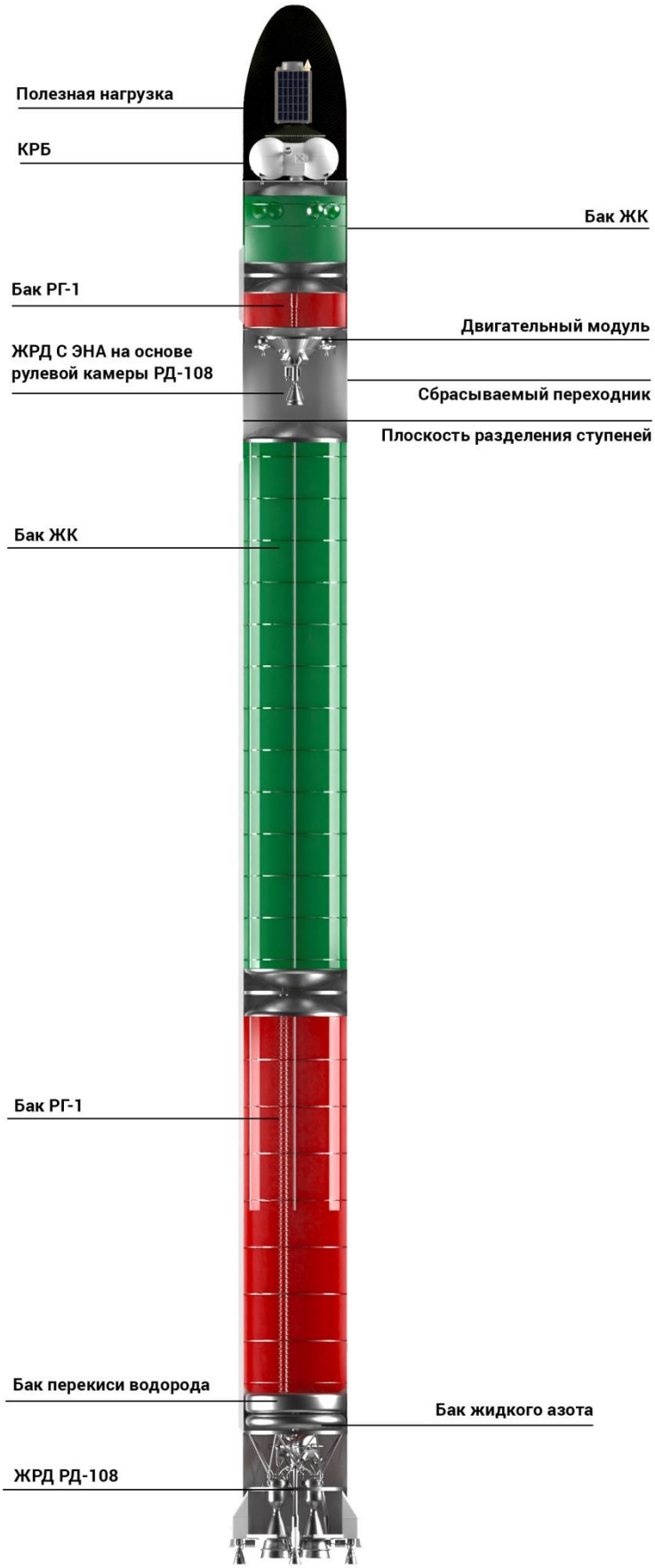


Рисунок 26 - Компоновочная схема РН

Рисунок 27 - Трёхмерное изображение РН с разрезом

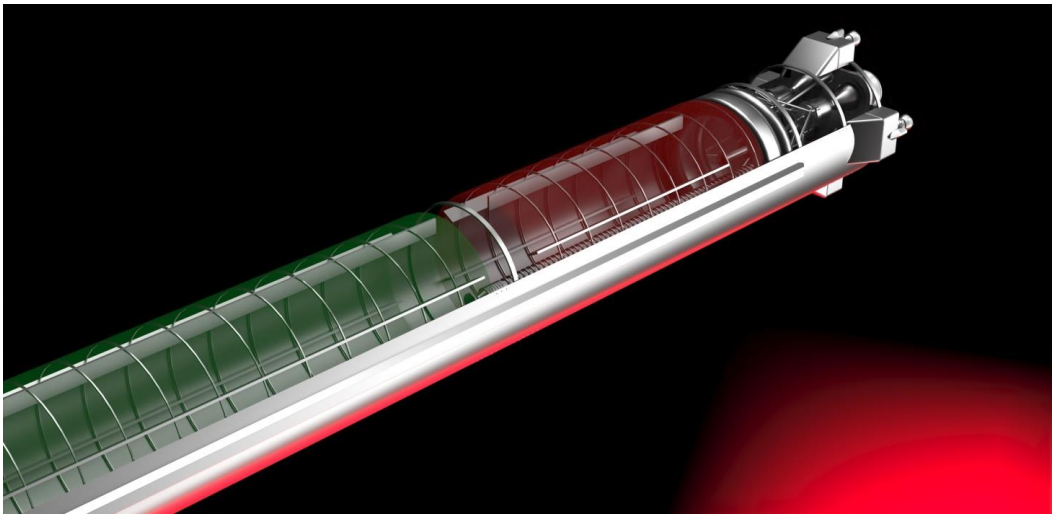


Рисунок 28 - Вид на нижнюю часть ракетного блока первой ступени

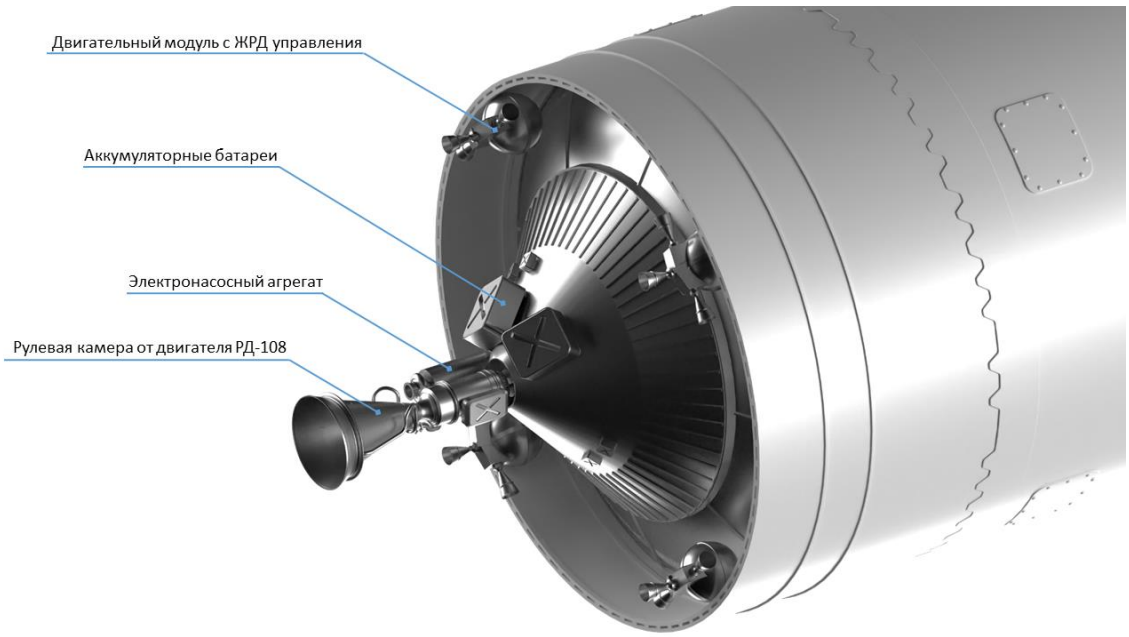


Рисунок 29 - Основные составные части ДУ второй ступени

4.3.Размещение космических аппаратов

Установка одиночного космического аппарата на адаптере основана на применении типовых решений. Крепление осуществляется в нескольких, например, четырех, точках пиротехническими замками. Отведение КА от второй ступени или РБ производится несколькими пружинными толкателями.

При кластерном запуске решения могут быть более разнообразными. Существует ряд оригинальных разработок систем размещения малых спутников в космической головной части - диспенсеров. В частности, две концепции диспенсеров сверхмалой массы основаны на использовании пневматических (Рисунок 30) и пластинчатых (Рисунок 31) пружин.

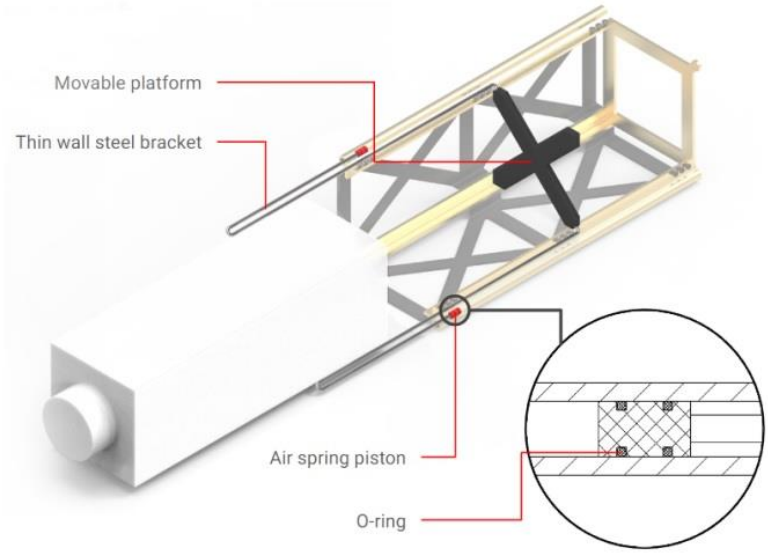


Рисунок 30 - Диспенсер на основе пневматических пружин

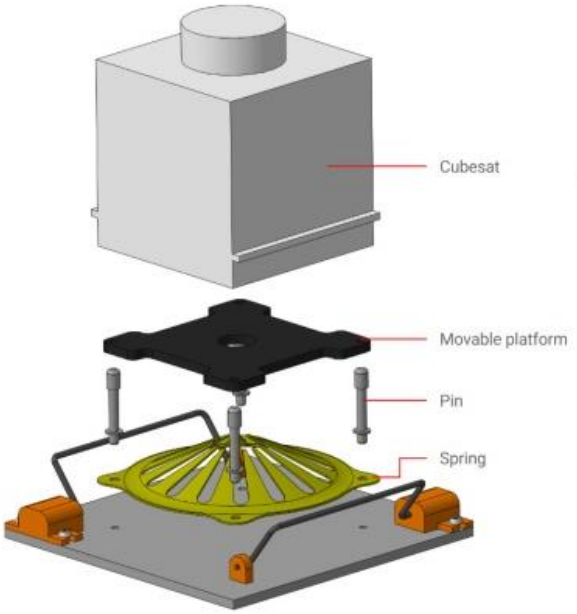


Рисунок 31 - Диспенсер на основе пластинчатой пружины

4.4.Наземная инфраструктура

В ходе предварительных проработок для обеспечения пусков предполагалось использование стартовых комплексов РН «Союз-2» на космодромах Плесецк, Восточный и Байконур. Однако дальнейший анализ показал нецелесообразность такого решения по следующим причинам:

- из-за значительной разницы в массогабаритных параметрах РН «Союз» и предлагаемой РН, последнюю не удастся разместить в пусковом сооружении стартового комплекса без его значительных переделок
- доработка стартового комплекса РН «Союз» может носить необратимый характер, что сделает невозможным продолжение эксплуатации с комплекса РН «Союз».

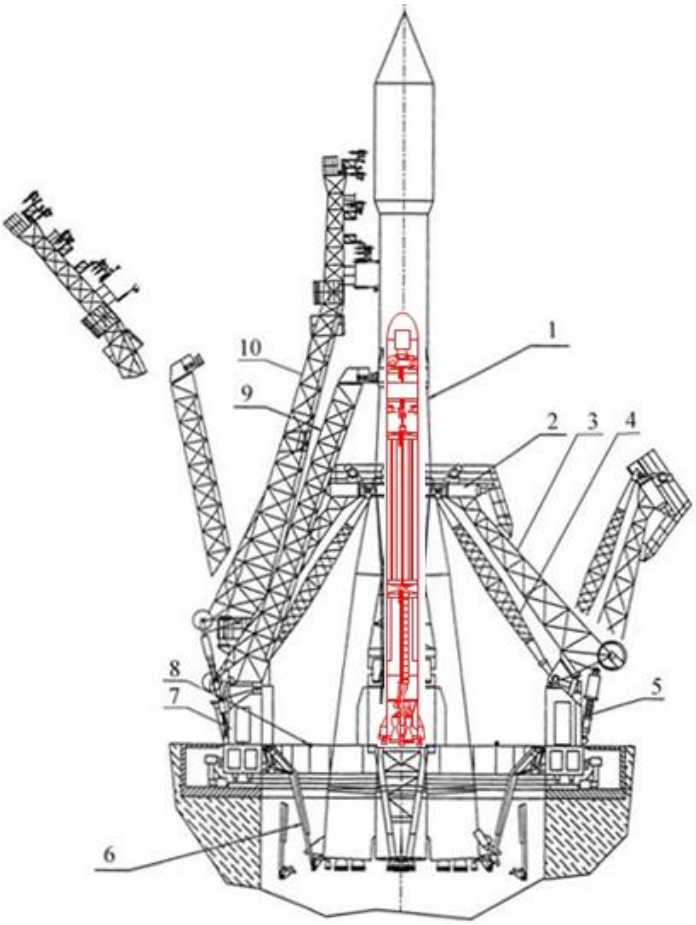


Рисунок 32 - Размещение предлагаемой РН в СК РН «Союз»

Поперечные размеры РН «Союз» превышают 10300 мм, тогда как у предлагаемой РН - не более 2,9 м (Рисунок 32). Видно, что в пусковом

устройстве РН «Союз» отсутствуют элементы, допускающие установку в него меньшей по размерам РН. Для этого требуется использовать массивный адаптер, который допускал бы установку лёгкой РН и её стыковку с пневмогидравлическими и электрическими интерфейсами имеющихся стартовых РН «Союз». По объёму и стоимости работа такого адаптера будет сопоставима с разработкой нового стартового комплекса. В связи с этим был рассмотрен более дешёвый и универсальный мобильный старт на колёсных шасси высокой проходимости.

Идея мобильного старта базируется на следующих положениях:

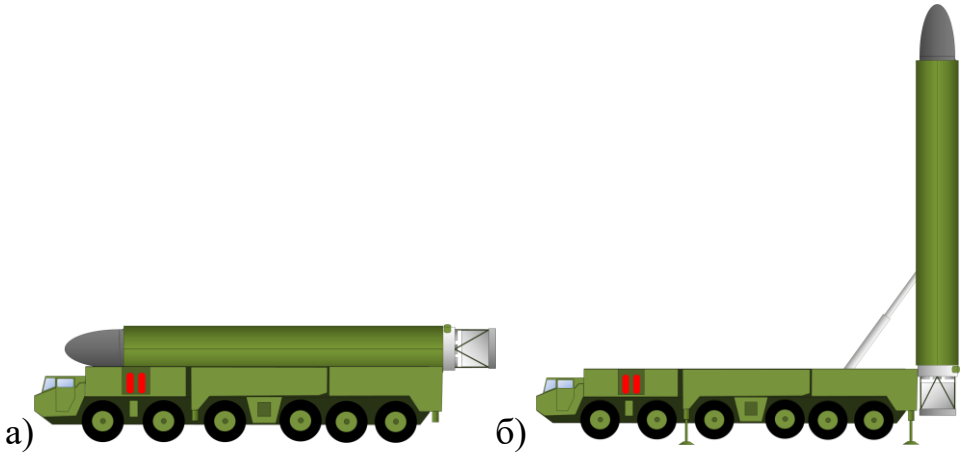
- предстартовая подготовка РН осуществляется в монтажно-испытательных корпусах РН «Союз» на имеющихся космодромах.
- пуск РН производится с мобильной пусковой установки, например, созданной на основе самоходных пусковых установок ракет типа «Тополь-М» типа МЗКТ-79221 (МАЗ-7922) (Рисунок 33) с соответствующими доработками. Однако стоимость данного решения может оказаться чрезмерной, поэтому на следующих стадиях проектирования целесообразно рассмотреть решения на основе шасси автомобилей повышенной проходимости КАМАЗ-6560 или 4310 с соответствующими прицепами.
- пуск осуществляется из фиксированной – специально выделенной Роскосмосом – точки конкретного космодрома. Точка пуска оборудована бетонированной площадкой размерами примерно 50х50 м.
- заправка РН осуществляется с использованием заправщиков на автомобильном шасси в полуавтоматическом режиме: стыковка пневмогидравлических соединений – вручную, заправка и расстыковка – автоматически.

Рисунок 33 - МЗКТ-79221 (МАЗ-7922)

Последовательность пусковых операций схематически изображена на Рисунок 34. Она предусматривает:

- доставку РН с газоотводным устройством к месту старта (а)
- вертикализацию РН в точке старта и подготовка к заправке (б)
- собственно заправку (в)
- установку в стартовое положение и пуск (г)

Мобильный старт обеспечивает снижение затрат на капитальное строительство (требуется только сравнительно небольшая бетонированная площадка), а также даёт возможность использовать уже серийно выпускаемые шасси с некоторыми доработками.



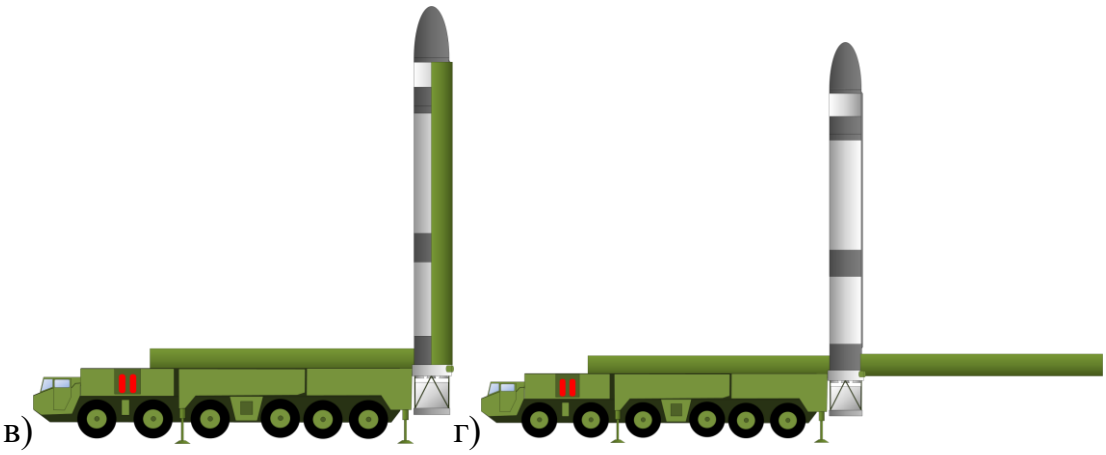


Рисунок 34 - Последовательность пусковых операций

5. Оценка экономических параметров и перспективы развития

В настоящее время отсутствует общедоступная методика расчёта стоимости разработки, производства и эксплуатации РН лёгкого класса применительно к условиям России. В связи с этим стоимостные показатели разработки и производства РН могут носить лишь оценочный характер.

5.1. Оценка затрат на разработку

В стоимость разработки входят затраты на:

- предварительное и эскизное проектирование ракеты, включая её конструкцию, двигатели и систему управления;
- изготовление конструкторских макетов отдельных агрегатов и изделия в целом.
- изготовление и конструкторско-доводочные испытания отдельных деталей, узлов, агрегатов и систем
- выпуск рабочей конструкторской документации
- изготовление стендовых и лётных экземпляров рн и их наземные и лётные испытания
- проектирование и строительство элементов наземной инфраструктуры
- технологическая подготовка серийного производства, включая закупку оборудования, изготовление оснастки и, при необходимости, капитальное строительство производственных корпусов.

Оценим затраты на разработку двумя способами: экспертным и расчётным. Известно [34], что стоимость разработки РН FireFly Alpha, очень близкой по характеристикам к предлагаемой РН, составляет 100 млн. долл. Но эта РН разработана с нуля, и не имеет ни одного серийно выпускаемого компонента. В проекте новой разработки требует лишь конструкция второй ступени с двигательным модулем, но и эти элементы основаны на проверенных технологиях и технических решениях. Поэтому 100 млн.долл. следует считать верхней оценкой стоимости разработки. Учитывая применение большого количества готовых элементов, более низкую

стоимость рабочей силы, а также ряда других ресурсов в России, минимальной границей стоимости разработки можно считать сумму 30-40 млн.долл.

С другой стороны, в [3] приведена оценка затрат на разработку РН «Адлер-1», которая по характеристикам и общему облику близка к предлагаемой. При оценке затрат на производство РН [35] были получены следующие результаты: стоимость ДУ 1 ступени 1 млн.долл., 2 ступени – 0,3 млн. долл., конструкции - 1 млн.долл., СУ - 0,7 млн.долл. Итого 3 млн.долл., дополнительно стоимость подготовки пуска — 1 млн.долл.

Принимаем себестоимость конечного изделия в 3 млн. долл. как коэффициент равный 1 (единица) и на его основе рассчитываем затраты на создание РН и наземные испытания.

Таблица 14 - Приблизительная оценка основных затрат

Работы	Стоимость экспериментальной машины	Стоимость установки или стенда	Общие расходы
Конструкторско-технологический макет	0,5		0,5
Макет ПНА	0,3		0,3
Статические испытания	0,5	0,5	1
Динамические испытания	0,8	0,2	1
Гидростенд СТР	0,1		0,1
Тепловые испытания	0,5	0,5	1
Отработка СЭП	0,1		0,1
Отработка:			
разделения РН и КА	0,1	0,1	0,2
антенно-фидерных устройств	0,1		0,1
систем поддержания давления в баках	0,5		0,5
заправки и слива компонентов топлива	0,7	0,3	1
Отработка системы ПНА		2	2
Огневые испытания:			
маршевой ДУ(ступень 1) в составе РН	0,8	0,5	1,3
маршевой ДУ(ступень 2) в составе РН	0,5	0,5	1
общей электрической схемы ракеты	0,8		0,8
Комплексный электрический стенд	0,2	0,1	0,3
Ракеты для наземных ресурсных испытаний	1	0,3	1,3
Первые летные машины	1		1
Подготовка и модернизация производства			3
Создание ЦУПа, подготовка расчета			0,2
Модернизация/создание стартового устройства и космодромной инфраструктуры			3
Непредвиденные расходы			0,3
ИТОГО:			**20**

По этой оценке, стоимость разработки составит эквивалент 60 млн. долл.

Таким образом, наиболее вероятной оценкой стоимости разработки является сумма 50-60 млн.долл. (или 5 – 6 млрд. рублей).

5.2.Оценка затрат на производство

Для оценки затрат на производство РН воспользуемся двумя методиками. По [3] себестоимость изготовления одного серийного изделия «Адлер-1» составит 3 млн. долл.

Вторая методика – модель Transcost по расчёту трудоёмкости разработки, производства и эксплуатации средств выведения [36]. Согласно этой методике

проведен расчёт трудоёмкости изготовления для двух РН: «Ангара-1.2» (для которой известна закупочная цена для Роскосмоса) и предлагаемой.

Таблица 15 - Сравнительная трудоёмкость с РН «Ангара-1.2»

РН	Элемент РН	Масса двигателя, кг	Трудоемкость производства двигателя, чел*лет	Масса конструкции, кг	Трудоемкость производства конструкции, чел*лет	Количество элементов	Суммарная трудоемкость, чел*лет	Итого
"Ангара-1.2"	Блок 1-й ступени	2200	105	8355	242	1	347	582
	Блок 2-й ступени	548	55	3252	157	1	212	
Проект	Блок 1-й ступени	1080	47	3746	167	1	215	307
	Блок 2-й ступени	95	15	478,7	65	1	80	

Выше указывалась ориентировочная закупочная цена первого лётного экземпляра РН «Ангара-1.2» - примерно 32,3 млн. долл. Принимая нормированную рентабельность на уровне 10%, себестоимость производства РН «Ангара-1.2» можно оценить в 29,3 млн. долл. Если принять допущение, что себестоимость изготовления прямо пропорциональна трудоёмкости, то тогда оценка для проекта даст (307/582)*29,3 = 15,46 млн. долл. Данное значение можно считать верхней оценкой себестоимости изготовления первого экземпляра. Но его стоимость, также, как и стоимость первого лётного экземпляра, должна быть включена в стоимость разработки.

Оценим себестоимость производства другим методом. В мае 2019 года, выступая в МГУ, глава Госкорпорации Роскосмос Д.О. Рогозин озвучил сумму консолидированной выручки на одного работника корпорации – 1,74 млн руб,

что соответствует примерно 27900 долл/год. Этой величиной, в которую включена стоимость всех работ и продукции Роскосмоса, и можно оценить стоимость одного человекогода. Тогда себестоимость изготовления первого образца РН составит 8,565 млн. долл. Эта цифра представляется более близкой к реальности. К тому же в конструкции РН планируется использование большого количества элементов, многие годы находящихся в серийном производстве. Поэтому реальная себестоимость первого образца будет ещё ниже примерно на 20% - примерно 6,85 млн. долл.

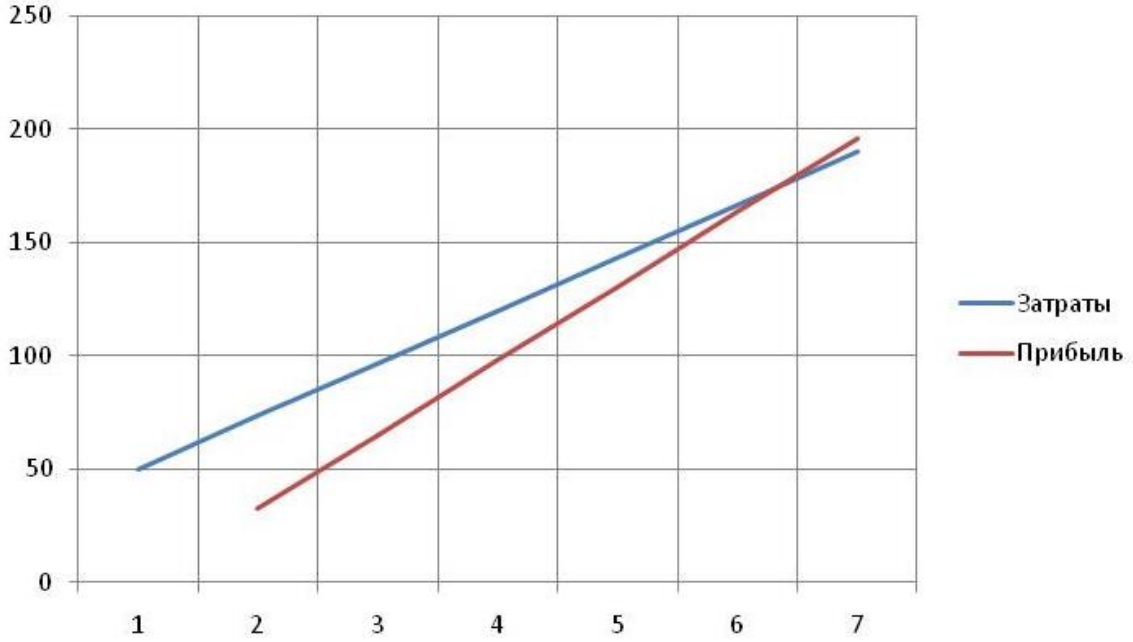


Рисунок 35 - Затраты и прибыль по годам коммерческой эксплуатации

Также известно[36], что по мере увеличения количества серийных изделий происходит снижение трудоёмкости и себестоимости изготовления РН. Типовым значением является снижение себестоимости на 20% при увеличении производства вдвое. Например, если первый экземпляр имеет себестоимость 6,85 млн. долл., то второй 0,8*6,85=5,48 млн. долл., четвёртый – 0,8*5,48=4,38 млн. долл., восьмой – 0,8*4,38 = 3,5 млн. долл., шестнадцатый – 0,8*3,5=2,8 млн. долл. Учтём при этом, что первый эксплуатационный лётный экземпляр будет, скорее всего, третьим в производстве – после изготовления стендового и лётного образца для испытаний. Иными словами, себестоимость первого эксплуатационного изделия составит не более 5,0 млн.

долл., а средняя себестоимость первых шестнадцати изделий, которые предполагается произвести за четыре года, составит (6,85+2,8)/2=4,83 млн. долл. Таким образом, приведенная в начале оценка себестоимости в 3 млн. долл. является вполне реалистичной для изделий, начиная с 15-16-го, т.е. может быть достигнута за четыре года серийного выпуска.

Стоимость подготовки к пуску оценена значением 1 млн. долл. Это также можно считать максимальной оценкой. и в первые четыре года затраты на пуск не превысят среднего значения 5,83 млн. долл. При рыночной стоимости пуска в 14 млн. долл., прибыль с каждого пуска составит 8,17 млн.долл. За четыре первых года (14 коммерческих запусков) затраты составят: 50 (разработка) + 14*5,83=131,65 млн. долл., а прибыль – 8,17*14=114,38 млн. долл. Окупаемость проекта ожидается на четвёртом-пятом году коммерческой эксплуатации (Рисунок 35), что остаётся в приемлемых рамках.

5.3.Оценка проекта

Выбранная размерность проекта обеспечивает ряд преимуществ. Во-первых, она выводит его из сегмента массовых проектов РН сверхлёгкого класса, которых, как было показано выше, в мире разрабатывается несколько десятков. Во-вторых, предлагаемая РН не имеет конкурентов в данной размерности на внутреннем рынке. Именно на нём имеются ближайшие перспективы. Зарубежный рынок, вероятно, будет поделён между западными и китайским производителями, опережающими Россию по срокам реализации аналогичных проектов.

Принятые технические решения позволяют при достаточном финансировании, обеспечить сравнительно быструю реализацию проекта в рамках частно-государственного партнёрства, а также быструю, за 4-5 лет, окупаемость проекта даже при небольшой интенсивности запусков – 3-5 в год.

5.4. Перспективы развития проекта

Экономическую эффективность проекта можно заметно улучшить, если использовать РН для более широкого круга задач. К ним относятся:

- суборбитальные запуски в научных целях, в т.ч. с использованием только первой ступени;
- суборбитальные запуски в целях испытаний гиперзвуковых летательных аппаратов или их моделей, а также проведения различных экспериментов в области аэротермодинамики высоких скоростей, испытания образцов конструкционных и теплозащитных материалов и т.п.;
- лётные испытания новых систем, а также двигателей тягой от 2 до 8 тс на различных компонентах;
- отработка технологий реактивной посадки и повторного использования.

Применение РН для указанных задач приведет к росту частоты запусков, снижению себестоимости производства РН и сокращению срока окупаемости проекта. Рассмотрим некоторые из них подробнее. В частности, применение РН для лётной отработки ЖРД, работающих на компонентах «жидкий кислород-жидкий метан (сжиженный природный газ, СПГ)» и «жидкий кислород-жидкий водород». Такие двигатели могут рассматриваться в качестве основы двигательных установок космических разгонных блоков, либо верхних ступеней РН.

При этом следует подчеркнуть, что кислородно-водородные двигатели слабо пригодны для коммерческой эксплуатации РН лёгкого класса. Например, применение ЖРД РД-0126 [37] без раздвижного соплового насадка ведёт к увеличению массы полезного груза на расчётной ССО с 672 до 1174 кг – рост на 73%. При этом объём и длина второй ступени увеличивается втрое, а масса конструкции – на 79%. Растёт стоимость разработки и производства второй ступени. Затраты на такое решение могут превысить разработку исходного варианта РН. Следует заметить, что кислородно-водородный ЖРД с ЭНА будет иметь массу свыше тонны по причине роста массы и мощности

насоса горючего, и пропорционального ему увеличения потребной ёмкости (и массы) аккумуляторных батарей. Иными словами, кислородно-водородные ЖРД имеет смысл создавать только с ТНА.

Для использования жидкого водорода придётся создавать наземную инфраструктуру, кардинально отличающуюся от предлагаемой. Кроме того, даже находясь в сосудах Дьюара, водород испаряется со скоростью 1-2,5% в день. В условиях хранения в заправленном баке сравнительно небольшого он может испаряться за часы. Проблемы, связанные с применением жидкого метана, носят схожий характер, хотя их решение и потребует меньших затрат. Оценка параметров трёх вариантов РН - исходного, с водородным и метановым ЖРД приведена в Таблица 16.

Таблица 16 - Варианты РН с различными ЖРД на 2-й ступени

Параметр	Вариант комплектации второй ступени РН		
	Керосиновый ЖРД	Водородный ЖРД	Метановый ЖРД
Стартовая масса, т	65		
Масса полезного груза на ССО высотой 500 км, кг	672,0	1174,0	1110,0
Рабочий запас топлива 2-й ступени, кг	5779	56616	5911,0
Конечная масса блока 2-й ступени, кг	643,0	1152,0	693,0
Тяга 2-й ступени, тс	3,87	4,0	4,0
Условная трудоёмкость изготовления РН, чел*лет	363,0	395,0	367,0

Из таблицы видно, что использование жидкого метана предпочтительнее, чем жидкого водорода: его инфраструктура проще, сам он дешевле, а грузоподъёмность обеспечивает практически такую же. Однако, кроме упомянутых выше эксплуатационных сложностей, применение жидкого метана повышает энергетику сверх оптимального предела. В России отсутствуют полезные нагрузки в классе 1000 кг на ССО. Гораздо интереснее представляется лётная отработка небольшого метанового ЖРД для применения в перспективных средствах выведения лёгкого класса, а также отработка технологий эксплуатации носителей, использующих жидкий метан в интересах широкого круга заказчиков.

Наработки по жидкому метану могут быть использованы в перспективной РН, обе ступени которой используют жидкий метан в качестве горючего. Прикидочные расчёты показывают, что такая РН могла бы вывести на ССО

высотой 500 км (при непрерывном прямом выведении) спутник массой 625 кг при стартовой массе всего 34 т. Создание такого носителя возможно только на основе обширных опытно-экспериментальных работ, проводимых поэтапно. Необходимо отметить, что жидкий метан предпочтительнее СПГ, поскольку является моновеществом, а не смесью углеводородов. Получение жидкого метана требует дополнительных затрат, тогда как использование СПГ снижает затраты, но порождает риск отложения твёрдых фаз высокомолекулярных углеводородов в проточном тракте охлаждения. В том числе и поэтому требуется обширная экспериментальная работа.

В ходе работы были рассчитаны параметры кислородно-метановых ЖРД тягой около 3,5 тс. Оптимум удельного импульса в вакууме достигается при соотношении компонентов 3,49 и при давлении в КС 7 МПа, на срезе сопла 0,01 МПа, составляет 362 с, что обеспечивается степенью расширения сопла около 65.

Учитывая молярную массу продуктов сгорания в критическом сечении сопла 22 г/моль, расход, необходимый для создания тяги 3500 кгс составляет 9.67 кг/с, откуда площадь критического сечения сопла составит 0,0022 м^2 (диаметр 53 мм), а выходного – 0,143 м^2 (диаметр 0,43 м), и длина сопла 704 мм.

Длина собственно камеры сгорания составит 96 мм. Для обеспечения минимальных гидродинамических потерь её диаметр должен быть не менее удвоенного диаметра критики, т.е. 106 мм. Данная величина обеспечивает приведенную длину КС 385 мм.

Габариты двигателя будут приблизительно соответствовать таковым для кислород-керосинового двигателя: длина двигателя 1,58 м, диаметр двигателя 0,77 м, однако суммарная мощность насосного агрегата в силу меньшей плотности метана возрастает до 110 кВт.

Поэтому масса ТНА вырастет до 7,7 кг, диаметр ТНА – до 0,24м, длина ТНА – до 0,5 м. Соответственно, сухая масса двигателя с ТНА увеличится до 67 кг (залитая – до 74 кг).

Масса ЭНА на современных комплектующих вырастет до 56 кг, из которых 35 кг займут аккумуляторные батареи, 21 кг – электромоторы. Габариты ЭНА приблизительно соответствуют габаритам ТНА.

Несмотря на отсутствие перспектив использования жидкого водорода в коммерческих РН лёгкого класса, водородными ЖРД имеет смысл заниматься с другими целями. В настоящее время заметно растёт интерес к криогенным разгонным блокам и посадочным модулям, в первую очередь, применительно к лунной программе. В 2019 году американская компания Blue Origin представила проект лунного посадочного модуля Blue Moon, использующего водородный ЖРД BE-7 [38] тягой, как раз, около 4 тс. Такие двигатели могут применяться и в РБ различной размерности.

В ходе лётных испытаний в составе РН могут отрабатываться такие задачи, как: запуск ЖРД в полёте с различными системами зажигания и многократный запуск в условиях длительного пребывания в условиях невесомости.

Результатом таких работ могут стать посадочные лунные модули и космические разгонные блоки для ракет-носителей различного класса. Работы по использованию жидкого водорода целесообразно вести на деньги государственного заказчика. В данном случае РН следует рассматривать как недорогой инструмент для проведения опытно-конструкторских работ.

Повышение энергетических и экономических характеристик РН связано, прежде всего, с совершенствованием двигательной установки второй ступени. Применение рулевой камеры РД-108А является, в значительной степени, вынужденным решением для сокращения затрат на разработку. Но эта камера имеет неоптимальную степень расширения для использования на второй ступени. Гораздо перспективнее выглядит специально разработанный ЖРД с ЭНА тягой около 3,5 тс. Он может быть создан на основе наработок по двигателю «Цандер» с применением новейших технологий 3D-печати. Это позволит снизить его массу при одновременном росте удельного импульса без заметного роста стоимости.

При давлении в камере сгорания 6 МПа, выходном давлении 0,005 МПа и соотношении компонентов 2,4 профилированное сопло обеспечивает удельный импульс до 350 с в вакууме. Учитывая молекулярную массу продуктов сгорания в критическом сечении 23 г/моль, расход, необходимый для создания тяги 3500 кгс составляет 10 кг/с, откуда площадь критического сечения сопла составит 0,0026 м^2 (диаметр 58 мм), а выходного – 0,221 м^2 (диаметр 0,53 м), длина профилированного сопла, рассчитанная по методике [39], составляет 0,88 м, что превышает ограничение, установленное ТЗ для КС в целом.

При давлении в КС 7 МПа, выходном давлении 0,01 МПа и соотношении компонентов 2,4 профилированное сопло обеспечит удельный импульс в вакууме 345 с. Тогда площадь критики составит 0,0023 м^2 (диаметр 54 мм), выходного сечения – 0,126 м^2 (диаметр 0,4 м), длина профилированного сопла – 645 мм.

Тогда длина собственно камеры сгорания составит 155 мм. Для обеспечения приведенной длины КС 1500 мм, рекомендованной [40] для кислород-керосиновых двигателей, её диаметр должен составлять не менее 170 мм. Такой её диаметр в три раза больше диаметра критики, т.е. скорость потока в КС достаточно мала.

В соответствии с ранее изложенной методикой, сухая масса двигателя с ТНА составит 66 кг (залитая 73 кг), длина двигателя 1,58 м, диаметр двигателя 0,77 м, суммарная мощность насосного агрегата – 101 кВт.

Масса ТНА составит 7 кг, диаметр ТНА - 0,23м, длина ТНА – 0,46 м.

Масса ЭНА составит на современных комплектующих 51 кг, из которых 32 кг займут аккумуляторные батареи, 20 кг – электромоторы. Габариты ЭНА приблизительно соответствуют габаритам ТНА. Сухая масса двигателя с ЭНА составит 110 кг, залитая - 121 кг.

С указанными параметрами оптимизированного ЖРД грузоподъёмность РН может достигать примерно 1000 кг на ССО высотой 500 км. С точки зрения целевого назначения она избыточна. Однако новый ЖРД позволит снизить

стартовую массу ракеты за счёт уменьшения заправки компонентами топлива, что даст, пусть и незначительное, снижение стоимости пуска. Ещё одна возможная опция – одновременный запуск двух микроспутников при полной заправке носителя.

Весьма интересным является применение первой ступени РН в качестве лётного стенда для отработки технологий вертикальной реактивной посадки и повторного использования. Ступень имеет низкую стоимость и доступные компоненты. Для переоборудования её в стенд потребуется заменить рулевые камеры РД-108А на автономные двигатели с ЭНА, с их помощью и будет осуществляться вертикальная посадка.

На лётном стенде предлагается решать следующие задачи:

- отработка алгоритмов управления и наведения при посадке;
- отработка аэродинамики многоразовой ступени;
- количественная оценка механических и тепловых нагрузок;
- подбор оптимальных конструкционных и теплозащитных материалов;
- анализ типовых повреждений двигателей и конструкции;
- отработка конструкции посадочных опор;
- получение данных по фактическим затратам на ремонт и межполётное обслуживание многоразовой ступени.

6. Анализ перспектив повышения технико-экономических характеристик перспективных РН за счёт использования ЯРД

Современные ракеты-носители обеспечивают выполнение всех задач космической деятельности. При этом им присущи существенные недостатки:

- невысокая весовая отдача, характеризующаяся отношением массы полезного груза к стартовой массе. для лучших современных ракет она не превышает 4-5%.
- наличие нескольких ступеней требует выделения полей падения большой площади для отделяемых частей РН. для этого из хозяйственного оборота выводятся (либо оборот существенно ограничивается) значительные площади земель различного назначения, что ведет к заметным затратам на вывоз остатков космической техники и экологическую рекультивацию мест падения в соответствии с действующим законодательством. соответственно, и трассы полета строятся так, чтобы они обеспечивали падение отделяемых частей носителя в уже имеющиеся зоны, что влечет за собой снижение энергетических возможностей РН, а также невозможность запусков на некоторые орбиты. отчасти проблема решается размещением космодромов на океанском побережье, однако в настоящее время РФ не обладает космодромами с полностью океанскими полями падения.
- современные РН являются изделиями однократного применения. при наличии ограничений производственных мощностей (например, для РН «Протон-М» – это 10-12 изделий в год), они не смогут выполнить перспективную транспортную задачу, требующую десятков или сотен ежегодных пусков, например, регулярное снабжение лунной станции или формирование и восполнение спутниковых группировок, состоящих из тысяч космических аппаратов.
- у эксплуатируемой в настоящее время частично многоразовой РН Falcon 9 необходимость сохранения запаса топлива на возврат первой ступени приводит к соответствующему снижению массы полезной нагрузки (особенно при посадке на сушу в районе старта).

Исправление указанных недостатков возможно снижением числа ступеней и, при необходимости, переходом к полной многоразовости РН. Оба эти пути исключительно удачно реализуются в одноступенчатых ракетах-носителях по следующим причинам:

- полное отсутствие полей падения отделяемых частей и всеазимутальность пуска;
- простота конструкции, минимальное количество систем;
- реализация спасения с минимальными затратами энергии (тормозной импульс для схода с орбиты и, при вертикальной посадке, посадочный импульс).

Необходимость дальнейшего улучшения эксплуатационных характеристик РН, начиная с конца 1950-х гг., приводит к постоянно возобновляющейся проработке одноступенчатых систем при каждом очередном повышении технического уровня ракетной техники. В рамках проводившихся НИР исследовались системы вертикального взлета и горизонтальной посадки, вертикального взлета и вертикальной посадки, а также с горизонтальными взлетом и посадкой.

В частности, следует отметить проект одноступенчатого воздушно-космического самолета Aerospaceplane, исследовавшегося ВВС США с 1957 по 1963 гг. (Рисунок 36). В рамках проекта исследовались различные двигательные установки, в т.ч. ядерные [41].

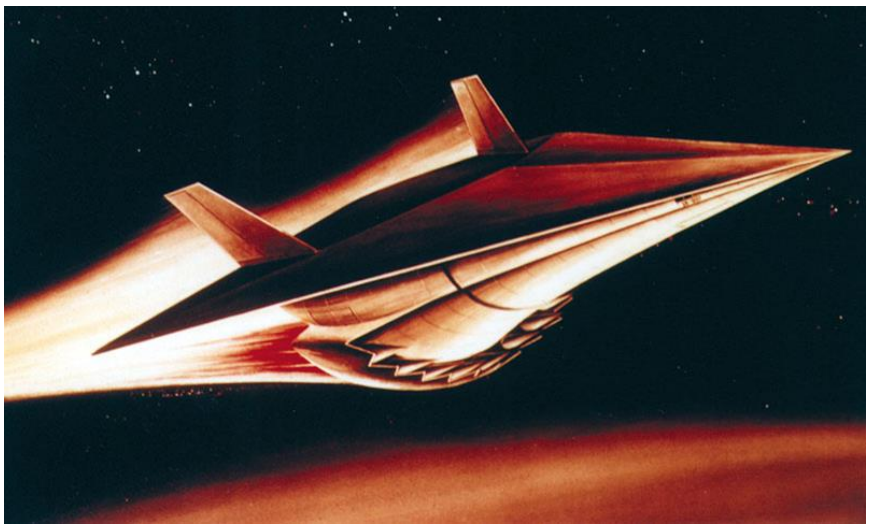


Рисунок 36 - ВКС Aerospaceplane

В 1980-90-х гг. по программе NASP («Национальный аэрокосмический самолет») в США велись как научно-исследовательские, так и опытно-конструкторские работы по аэрокосмическому аппарату X-30 (Рисунок 37) [42].

В 1960-90 гг. было рассмотрено огромное количество одноступенчатых систем вертикального взлета и посадки [43].

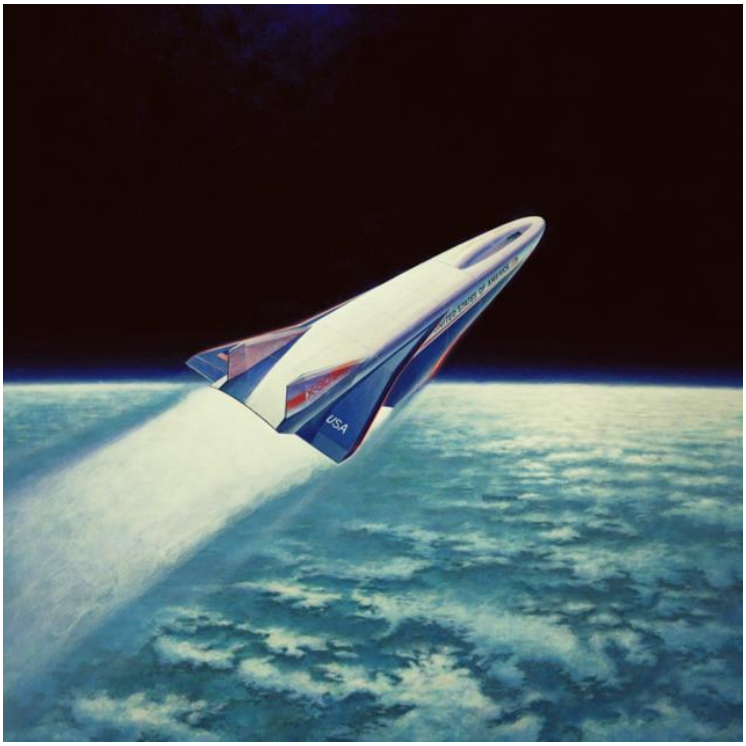


Рисунок 37 - ВКС X-30

Типичными представителями этого направления можно считать одноступенчатые носители Phoenix C (Рисунок 38), McDonnel-Douglas DC-Y Delta Clipper (Рисунок 39) и российский проект ГРЦ имени Макеева «Корона» (Рисунок 40), проработанные в 1980-90-хх гг. При этом проект Delta Clipper был доведен до летных испытаний демонстратора DC-X, который совершил несколько успешных полетов в конце прошлого века. Из перечисленных проектов только проект «Корона» [44] развивается в наши дни.

Рисунок 38 - РН Phoenix C

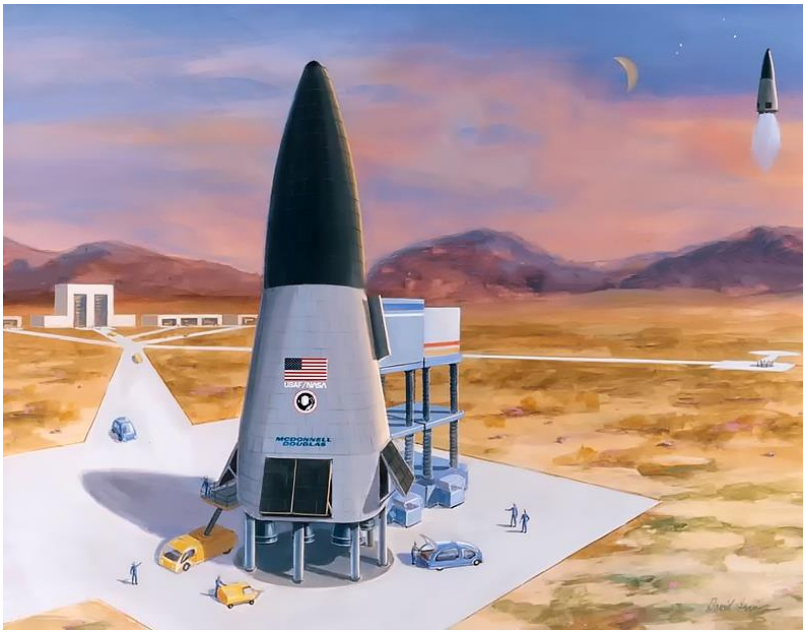


Рисунок 39 - РН Delta Clipper

В середине 1990-х гг. в рамках программы RLV («Многоразовая ракета-носитель») в США фирмами Lockheed Martin и Rockwell были проработаны одноступенчатые РН вертикального взлета и горизонтальной посадки. Победителем конкурса был признан носитель Venture Star Lockheed Martin [45]. На его основе начал создаваться летный демонстратор X-33 (Рисунок 41). Из-за технических проблем проект был закрыт в 2001 г.

Рисунок 40 - РН «Корона»

Рисунок 41 - Предполагаемый внешний вид РН вертикального взлета и горизонтальной посадки Х-33

За более чем полвека научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ ни один из перечисленных проектов реализован не был. Основная причина: при использовании химических двигателей даже с самым высоким удельным импульсом (кислородно-водородные ЖРД, имеющие удельный импульс в вакууме ≈450-460 с[1]) ракета должна иметь исключительно высокое конструктивное совершенство.

Например, из формулы Циолковского вытекает, что при удельном импульсе в пустоте 460 с (4513 м/с) и характеристической потребной скорости 9200 м/с отношение стартовой массы к конечной для РН составит:

$$M_0/M_к = e^{(9200/4513)} = 7{,}68$$

То есть при стартовой массе 300 т, конечная масса составит 39 т. Если желаемая масса полезного груза должна составить 15 т (5% от стартовой массы), то конечная масса ракетного блока не должна превышать 24 т. Отношение конечной массы ракетного блока к его начальной массе составит:

$$24/(300-15)=0{,}084.$$

[1] Имеются в виду ЖРД, работающие от земли. Двигатели, запускаемые в полете и, в основном, работающие в вакууме могут иметь удельный импульс до 473-475 с.

Для одноразового блока «Ц» ракеты-носителя «Энергия», имеющего тяговооруженность, достаточную для самостоятельного старта с Земли, данное отношение равно 0,094 [46].

В проекте Venture Star инженеры должны были обеспечить весовое совершенство (отношение массы конструкции к массе заправленного ракетного блока) на уровне 0,08…0,084, что для многоразовой конструкции является труднодостижимой величиной.

Из этого вытекает высокий риск разработки, поскольку даже десятипроцентный рост массы конструкции[2] одноступенчатой ракеты-носителя может привести в лучшем случае к невыполнению требований задания по грузоподъемности, либо, скорее всего, не реализуемости на данном техническом уровне.

В целом сегодняшний уровень технологий принципиально позволяет создать одноразовую одноступенчатую ракету с долей массы полезного груза в стартовой массе на уровне находящихся в эксплуатации многоступенчатых РН, либо многоразовую, но с относительно невысокой весовой отдачей[3]. И то и другое не обеспечивает достаточной экономической эффективности по причине высоких затрат на разработку и производство, поскольку для реализации проекта приходится использовать более сложные и дорогие технические решения, материалы и технологические процессы.

Таким образом, для создания многоразовой одноступенчатой РН с высокой эффективностью требуется использовать двигатель с удельным импульсом значительно выше, чем у современных ЖРД. При этом двигатель должен иметь приемлемое отношение массы к начальной тяге. На современном техническом уровне может быть конструктивно реализован только один путь повышения удельного импульса без снижения отношения массы к тяге – использование в ракетном двигателе ядерной реакции деления

[2] Для многоступенчатых РН такой рост массы конструкции некритичен, поскольку влечет за собой незначительное снижение массы полезной нагрузки.

[3] Для РН «Корона» относительная масса полезного груза составляет 0,02-0,025 (т.е. 2-2,5% от стартовой массы)

с тепловым выходом, т.е. применение теплового ядерного ракетного двигателя (ЯРД).

7. Проектный анализ одноступенчатой РН с комбинированной ДУ

Параметрический анализ имеет целью:

- Определить реализуемость проекта;
- Выбрать опорный вариант для дальнейшей проработки.

Анализ проводится применительно к ракетам-носителям с полезной нагрузкой 25 000 кг на низкой околоземной орбите высотой 200 км и наклонением 51,88° (старт с космодрома Восточный). Данная размерность обеспечивает:

- Возможность запуска уже имеющихся и перспективных полезных нагрузок;
- Возможность применения разгонных блоков типа ДМ и КВТК, а также перспективных разгонных блоков, в т.ч. с ядерной энергодвигательной установкой.

В качестве критерия оптимальности принята относительная масса полезного груза $\mu_{пг}$. Выбор данного критерия обусловлен следующими соображениями. Для одноступенчатых РН с использованием ЯРД отсутствует отработанная методика оценки стоимости пуска. Для многоступенчатых одноразовых РН с ЖРД стоимость пуска, в основном, определяется стоимостью производства двигателей и конструкции (стоимость топлива не превышает 1-3% в стоимости пуска, и им можно пренебречь). Для многоразовых РН доля затрат на топливо в стоимости пуска будет намного выше. Поэтому, если для одноразовых многоступенчатых РН хорошим приближением к минимальной стоимости пуска является критерий минимальной массы конструкции, то для многоразовых ракет – критерий минимальной стартовой массы, что соответствует максимуму $\mu_{пг}$.

Расчет проектных параметров проводился для следующих типов РН:

- Одноступенчатые многоразовые РН с ЖРД в диапазоне изменения удельных масс двигательной установки 0,01…0,025;

– Одноступенчатая многоразовая РН с ЖРД и одноконтурным ЯРД (удельная масса ЖРД 0,013, удельная масса ЯРД изменяется в диапазоне 0,05…0,25, пустотный удельный импульс ЯРД принят 927,6 с);

– Одноступенчатая многоразовая РН с ЖРД ППКРТ (удельная масса изменяется в диапазоне 0,035…0,045, пустотный удельный импульс ЯРД принят 574 с). Начиная с некоторой высоты полета, тяга двигательной установки уменьшается;

– Одноступенчатая многоразовая РН с пятью, семью или девятью ЖРД, работающими от старта. Один из них на некоторой высоте переходит в режим предварительного подогрева компонентов в теплообменнике, а остальные отключаются (удельная масса ЖРД 0,013, удельная масса ЖРД ППКРТ 0,04).

Последний вариант позволяет:

– унифицировать двигательную установку, скомпоновав ее из сравнительно небольшого (5-9) количества одинаковых по камере и ТНА ЖРД умеренной тяги (не более 150-160 тс);

– обеспечить оптимальный режим полета с минимальными затратами характеристической скорости на управление;

– уменьшить размеры и массу радиатора и теплообменника и, соответственно, количество делящегося вещества;

– ограничить продольную перегрузку на уровне 6 единиц.

Анализ показал, что одноступенчатая РН с комбинированной двигательной установкой (ЖРД и одноконтурным ЯРД) превосходит по эффективности РН только с ЖРД во всем диапазоне изменения удельных масс двигательных установок (Рисунок 42).

Весовая отдача вариантов РН с пятью и семью ЖРД, один из которых переключается в режим ЖРД ППКРТ, практически совпадает (вариант с девятью двигателями имеет сопоставимые, но несколько худшие параметры).

Весовая отдача варианта РН, у которой все двигатели со старта работают в режиме ЖРД ППКРТ, может несколько превосходить варианты с комбинированной ДУ.

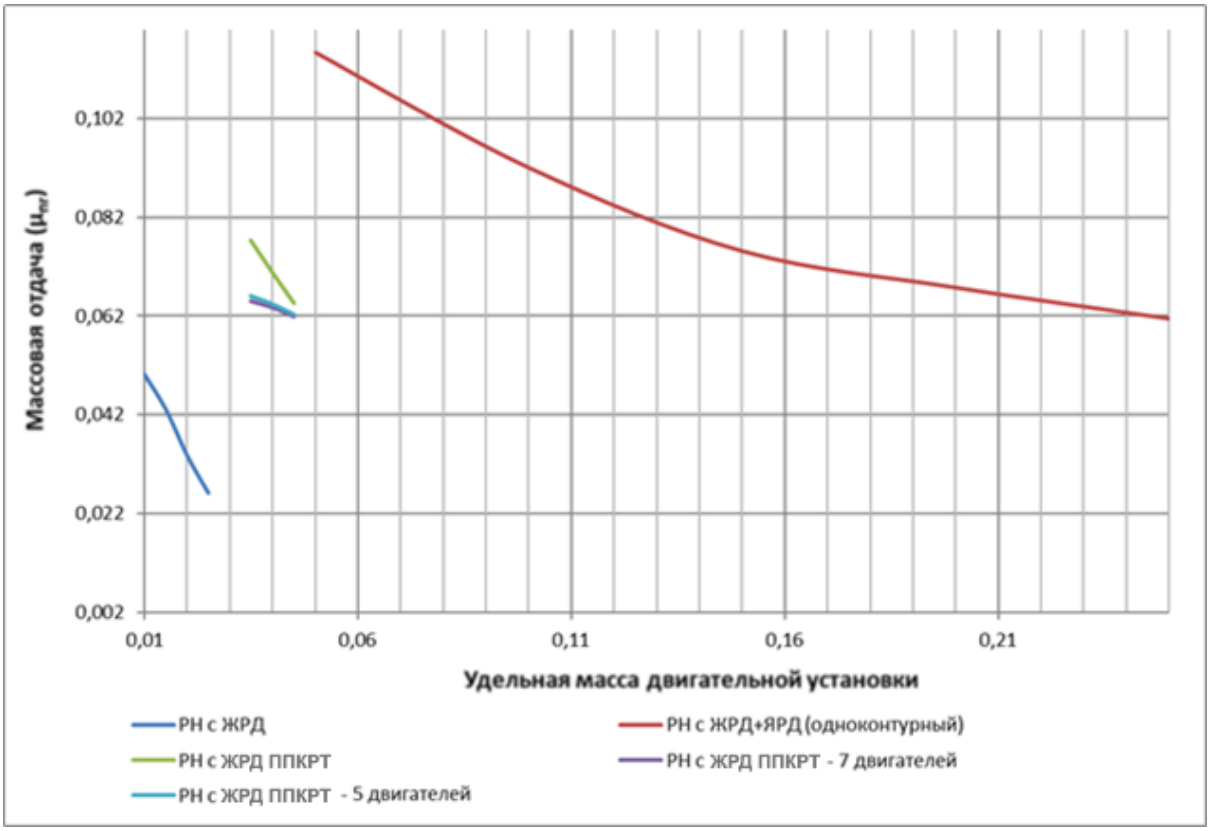


Рисунок 42 - Зависимость массовой отдачи $\mu_{пг}$ от удельной массы ДУ

Таблица 17 - Зависимость массовой отдачи $\mu_{пг}$ от удельной массы ДУ

Тип РН	Относительная масса ПГ при удельной массе ДУ											
	0,01	0,015	0,02	0,025	0,035	0,04	0,045	0,05	0,1	0,15	0,2	0,25
РН с ЖРД	0,050	0,043	0,034	0,026								
РН с ЖРД+ЯРД (одноконтурный)								0,115	0,092	0,075	0,068	0,062
РН с ЯРД (двухконтурный)					0,077	0,071	0,065					
РН с ЖРД+ЯРД (двухконтурный) - 7 двигателей					0,065	0,064	0,062					
РН с ЖРД+ЯРД (двухконтурный) - 5 двигателей					0,066	0,064	0,062					

Для дальнейшей проработки отобраны два варианта одноступенчатых многоразовых РН (размещены в порядке убывания приоритета, отданного вариантам с минимальным риском выброса радиации у поверхности Земли): одноступенчатая многоразовая РН с пятью или семью ЖРД, один из которых переводится в режим ЖРД ППКРТ, или одноступенчатая многоразовая РН с ЖРД ППКРТ, работающими от старта.

При удельной массе ЖРД ППКРТ порядка 40…45 кг/тс их стартовые массы и объемы отличаются мало. Для определенности удельная масса двухконтурного ЯРД принята на уровне 0,04.

Таблица 18 - Параметры РН с различными ДУ

Параметр	Значение		
	Одноступенчатая многоразовая РН с пятью ЖРД, один из которых переключается в режим ЖРД ППКРТ	Одноступенчатая многоразовая РН с семью ЖРД, один из которых переключается в режим ЖРД ППКРТ	Одноступенчатая многоразовая РН с ЖРД ППКРТ, работающими от старта
Стартовая масса, кг	388601,0	392251,7	352954
Масса ПГ, кг	25000	25000	25000
Конечная масса ракетного блока, кг	39682	39 772,9	43688
Масса рабочего запаса топлива, кг, в т.ч.	323919,1	327478,9	284266
- режим ЖРД	230090,7	246879,7	-
- режим ЯРД	93828,5	80599,2	284266
Масса жидкого кислорода, кг	277645,0	280696,2	243656,6
Масса жидкого водорода, кг	46274,2	46782,7	40609,4

Для увеличения плотности компоновки и снижения массы предполагается охлаждение компонентов топлива. Жидкий водород охлаждается до температуры 13К, при этом его плотность увеличивается примерно до 77 кг/м^3 Жидкий кислород охлаждается до 46 К, при этом его плотность составляет примерно 1250 кг/м^3. Объемная компоновка выполнена

для варианта с семью ЖРД. Объем бака жидкого кислорода составляет 246 м^3, жидкого водорода – 666 м^3, суммарно – 912 м^3

Были рассмотрены три основных схемы одноступенчатых многоразовых РН:

- РН баллистического типа вертикального взлета и вертикальной посадки. Прототипы: РН «Корона», «Дельта Клиппер». Недостатком данного варианта является невысокое гиперзвуковое аэродинамическое качество аппаратов (порядка 0,3-0,5), что ограничивает боковую дальность 500 км. Этого может быть недостаточно для возвращения на место старта на первом витке.
- РН вертикального взлета и вертикальной посадки с несущим корпусом с гиперзвуковым качеством Кг=0,9…1,4. Прототипы: многоразовый корабль «Буран-ВП» [48] (Рисунок 43) и наработки компании «Лин Индастриал» по авиационно-космической системе «Вьюга». Обеспечивается возможность точной посадки при боковом маневре до 2500 км на небольшую площадку.
- РН крылатого типа с вертикальным взлетом и горизонтальной посадкой с Кг=1,5-2,0, чего достаточно для бокового маневра на дальность более 2500 км. Требуется высококлассный дорогостоящий аэродром. Прототип – RLV от компании Rockwell (Рисунок 44).

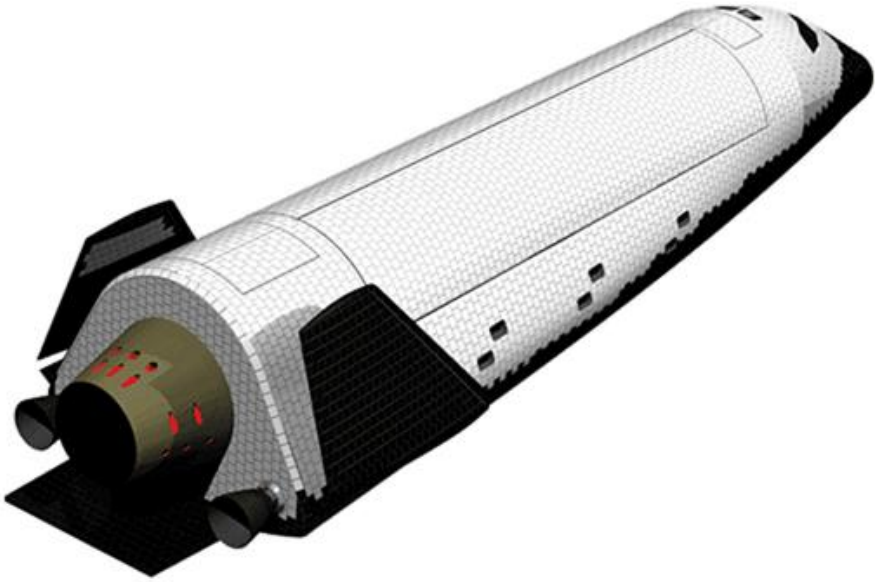


Рисунок 43 - Общий вид многоразового корабля «Буран-ВП»

Рисунок 44 - Одноступенчатая РН вертикального взлета и горизонтальной посадки от компании Rockwell

Для дальнейшей проработки предлагается РН с несущим корпусом с вертикальными взлетом и посадкой. Общий вид РН представлен на рисунках ниже.

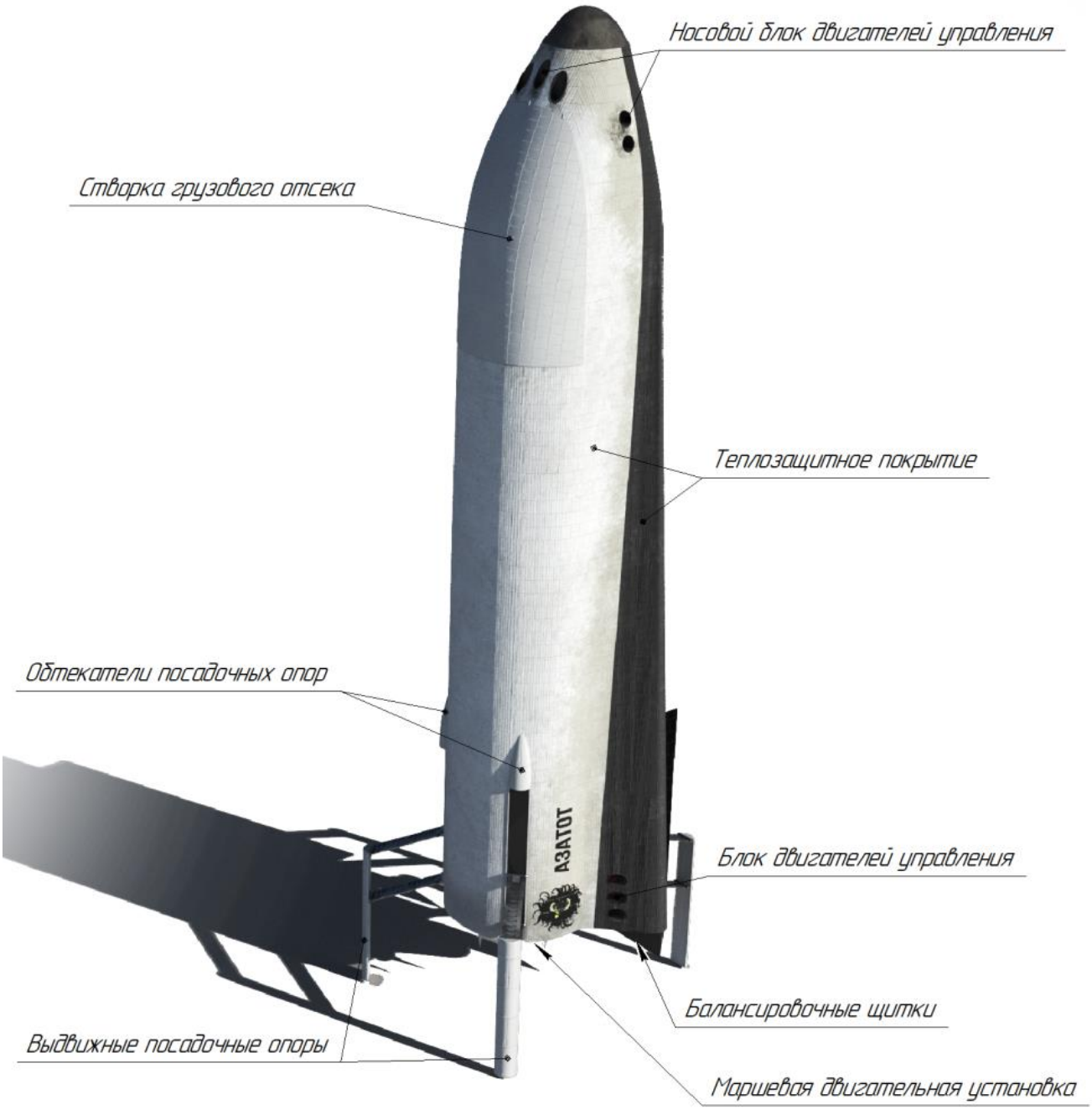


Рисунок 45 - Общий вид РН в посадочной конфигурации

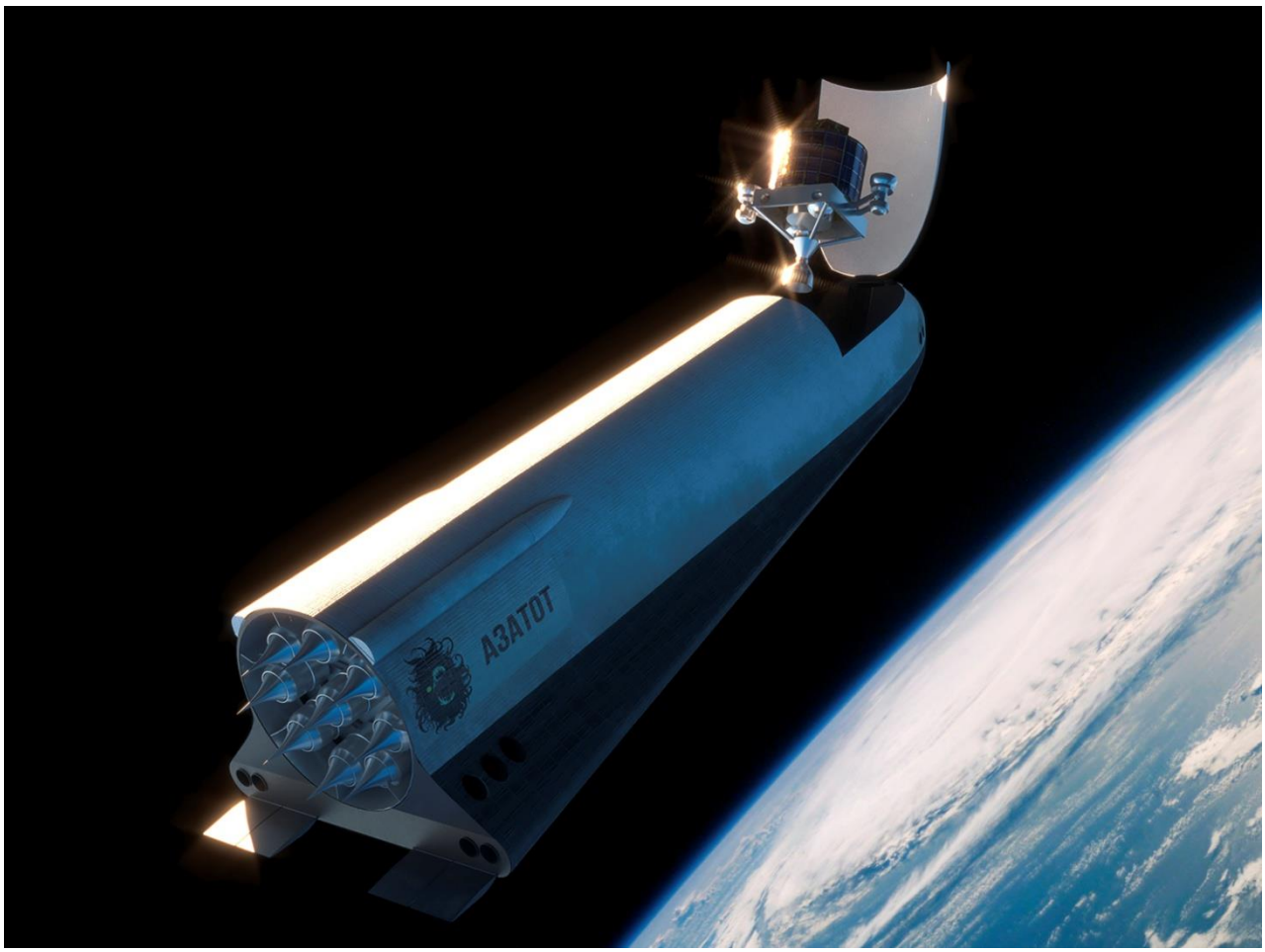


Рисунок 46 - Общий вид РН в орбитальной конфигурации

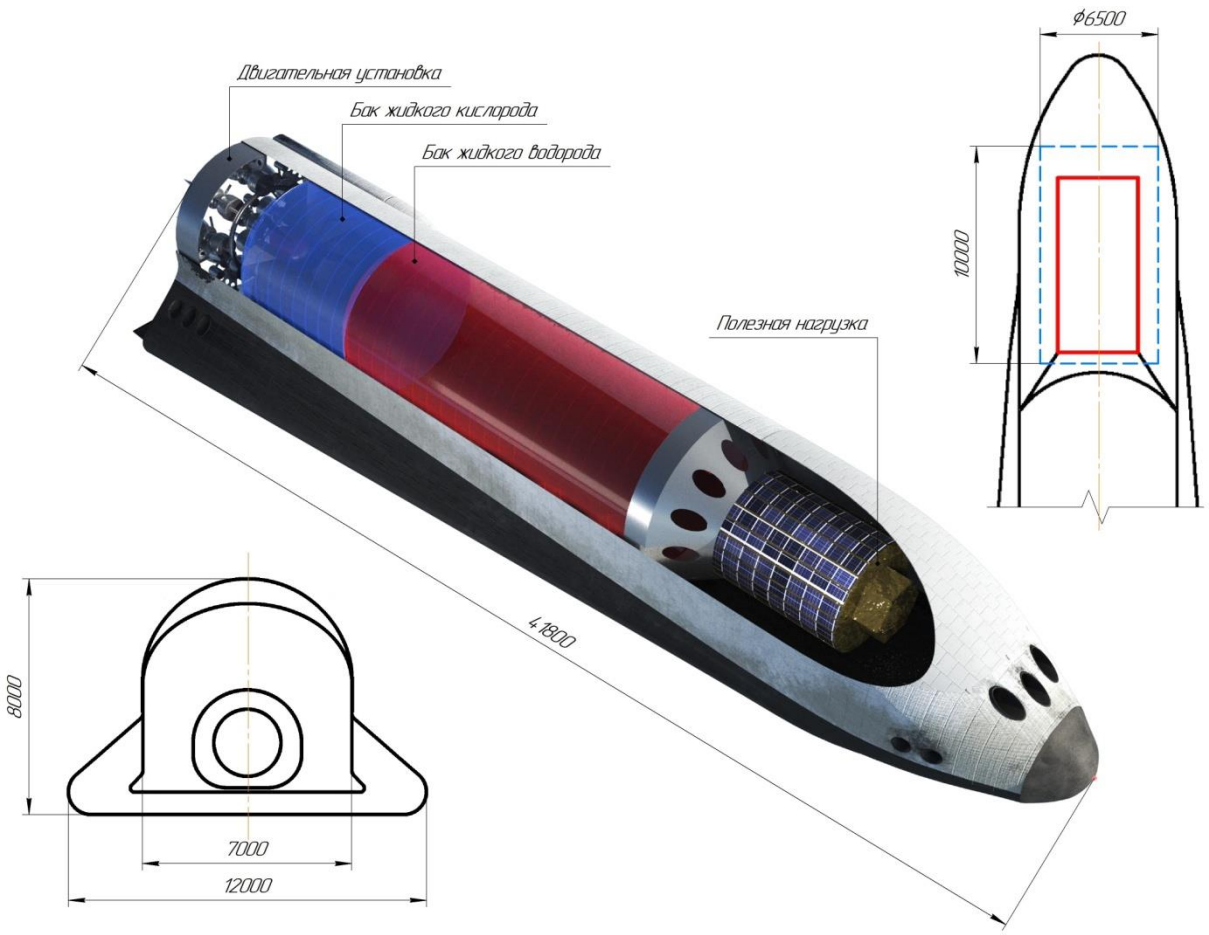


Рисунок 47 - Компоновка РН

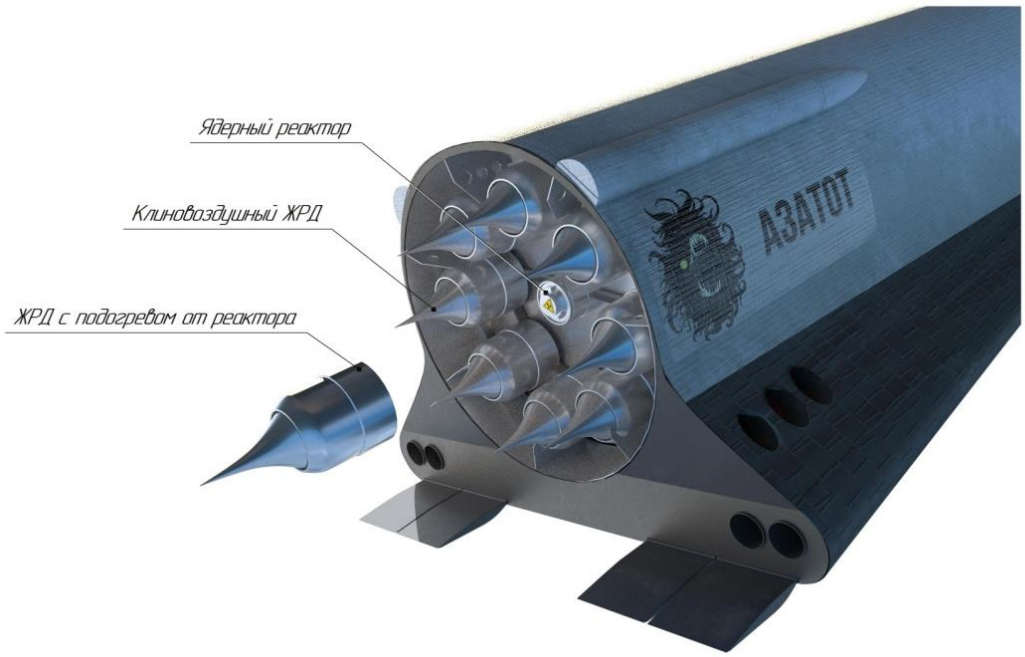


Рисунок 48 - Вид на хвостовую часть РН (вариант)

Выполненный анализ показал, что:

- максимальная перегрузка при спуске не превышает 2-3 единиц;
- максимальная равновесная температура в критической точке лежит в пределах 1200-1600°С, что позволяет применять многоразовое теплозащитное покрытие;
- затраты характеристической скорости на сход с орбиты и посадку не превышают 450 м/с;
- при спуске энергия гасится за счет торможения в атмосфере, и уже на высоте 1-2 км равновесная скорость свободного падения составляет не более 50 м/с.

Ракета стартует с наземного или морского космодрома на ЖРД. По достижении заданной высоты (по расчету 65-70 км) центральный ЖРД переводится на режим предварительного подогрева компонентов от ядерного реактора, остальные ЖРД отключаются. Максимальная перегрузка при выведении не превышает 6,2 ед., что при запуске автоматических КА не требует глубокого дросселирования ЖРД. При многодвигательной установке ЖРД возможно отключение некоторого количества двигателей для ограничения продольных перегрузок.

После выведения на орбиту РН сразу же отделяет полезный груз, в конце первого витка сходит с орбиты и приземляется в районе старта. При нештатных ситуациях либо ограничениях на погодные условия в зоне посадки приземление возможно через сутки. Для защиты от нагрева при спуске корпус РН закрыт теплозащитным покрытием.

Результаты параметрического анализа дают основание сделать следующие выводы:

- одноступенчатая РН, в т.ч. с использованием ядерного реактора, реализуема при достигнутом уровне технологий.
- рациональным вариантом для дальнейшей проработки по совокупности параметров (относительная масса полезного груза, надежность,

безопасность) является одноступенчатая многоразовая РН с комбинированной двигательной установкой (кислородно-водородный ЖРД + ЖРД ППКРТ).

- для реализации проекта требуется создать ЖРД с параметрами не хуже следующих:
  - удельная масса 13 кг/тс;
  - удельный импульс 366…385/457 с;
  - соотношение компонентов 6,0±1.
- тяга единичного ЖРД должна находится в диапазоне от 100 до 160 тс, что позволяет формировать многодвигательные установки, в т.ч. используемые для посадки ступени.
- ЖРД ППКРТ должны иметь удельную массу на уровне 30…40 кг/тс.

Данные выводы являются предварительными. Для более глубокого исследования проектных параметров РН, использующих ядерные реакторы, требуется проведение отраслевой НИР с привлечением более значительных ресурсов предприятий отрасли. В частности, необходимо провести исследования:

- схемы и возможной конструкции ядерного реактора, а также системы его охлаждения после отключения.
- пневмогидравлической схемы двигательной установки.
- схемы теплообменника.
- целесообразности применения жидкого метана в качестве рабочего теля ЯРД и ЖРД ППКРТ одноступенчатой РН. При значительно более низком удельном импульсе (оценочно 450…500 с) метан обеспечивает значительное снижение объемов топливных баков и в целом массы конструкции РН, что может оказаться более выгодным, чем использование жидкого водорода.
- целесообразности применения двухступенчатых схем с одноразовой первой ступенью с керосиновым, метановым или водородным ЖРД и спасаемой верхней ступенью с одноконтурным ЯРД или ЖРД ППКРТ.

- целесообразности применения самолетных компоновок для систем с горизонтальным/вертикальным стартом и горизонтальной посадкой.
- радиационной безопасности при использовании ЯРД.
- возможных мест старта с учетом требований радиационной безопасности.

8. Обоснование реализуемости и безопасности ядерного реактора

8.1. Требования по радиационной безопасности

Основополагающим руководящим документом по использованию ядерных источников энергии в космическом пространстве является Резолюция ГА ООН 47/68 от 14.12.1992 [49]. Согласно п. 1с, за исключением случаев аварий, допустимо среднее индивидуальное радиационное облучение 1 мЗв/год с предельной дозой 5 мЗв/год. Фактически это требование приводит к необходимости иметь полностью безлюдный старт, т.к. указанные значения соответствуют требованиям к АЭС, не имеющим ограничений по массе радиационной защиты.

Далее, согласно п. 2а, ядерные реакторы могут использоваться на достаточно высоких орбитах для распада продуктов деления до уровня активности актинидов, либо на низких орбитах с последующим уводом на достаточно высокую орбиту. Также предписывается, что ядерный реактор не выводится на критический уровень до достижения эксплуатационной орбиты.

Учитывая, что ограничений на параметры эксплуатационной низкой орбиты и конкретных эталонных по уровню излучения актинидов в резолюции ООН не приведено, формально можно считать эксплуатационной для реактора незамкнутую переходную орбиту с подповерхностным перигеем.

Известно [50], что уже через год после образования основной вклад в радиоактивность отработанного топлива дают долгоживущие радионуклиды: плутоний-239, уран-235 и пр., большей частью относящиеся к актинидам. Поэтому годовой срок должен быть принят для нахождения реактора в космическом пространстве до входа в атмосферу Земли. После возвращения на Землю ОЯТ должно быть переработано либо захоронено на соответствующий срок.

При необходимости сокращения времени между полетами может рассматриваться уменьшение указанного интервала. В этом случае остаточная радиоактивность осколков деления и актинидов будет выше, однако опыт скорости спада радиоактивности на АЭС [51] показывает, что за две недели

мощность остаточного излучения спадает на порядок, за остальной год – ещё только в четыре раза.

Поскольку уровень активности ядерного топлива будет в этом случае превышать уровень актинидов, тепловыделяющие элементы реактора должны сертифицироваться как автономные радиоизотопные теплогенераторы, способные без разрушения подвергнуться повторному входу в атмосферу и контакту с земной поверхностью. При наличии такой сертификации конструкция фактически не подпадает под требования к реакторам, т.к. является совокупностью РИТГ.

При этом должна минимизироваться наведённая в элементах конструкции реактора радиоактивность. Она пропорциональна интегралу от флюэнса нейтронов по объёму конструкции, т.е., фактически, мощности реактора, и по времени работы реактора. Таким образом, мощность реактора и время его работы должны быть минимизированы.

Также большое значение при минимизации наведённой радиации имеет выбор материалов реактора и конструкции РН. Так, например, нежелательно использование никеля, молибдена, ниобия, серебра, висмута и алюминия, а также углерода. В то же время ванадий, хром, марганец, титан, вольфрам и кислород не создают изотопов с длительным временем жизни, поэтому после выдержки их активность сравнительно быстро падает до безопасного уровня [52].

Таким образом, при применении вышеописанного критерия, вместо графита в перспективном реакторе в качестве замедлителя может использоваться бериллий, а вместо карбидов или нитридов в качестве огнеупорных покрытий – оксиды, либо чистые металлы, если они выполняют требования по тепловой и механической стойкости [53].

В качестве дублирующей системы обеспечения радиационной безопасности в литературе предлагается разрушение реактора и его фрагментов до частиц допустимых размеров [54]. Это позволит предотвратить концентрированное радиационное загрязнение. При этом целесообразно

соблюдать требования резолюции ГА ООН по предотвращению свободного рассеивания активных изотопов за пределами поля падения для облегчения работ по поиску и дезактивации частиц.

Таким образом, реактор должен позволять разделение на большое количество мелких частиц, сохраняющих свойства удержания и защиты изотопов. Также следует отметить, что при непосредственном обтекании активной зоны водородом возможно образование радиоактивного дейтерия из-за поглощения водородом тепловых нейтронов. Кроме того, выбранные оксидные покрытия при высоких температурах взаимодействуют с водородом. Поэтому целесообразна организация двухконтурной теплопередачи, при которой активная зона обтекается гелием при умеренной температуре, а последний передает тепло потокам рабочего тела в теплообменнике.

8.2. Обоснование концепции применения теплового ЯРД в РН и выбор варианта его конструкции

Приведённые выше требования по радиационной безопасности показывают, что ЯРД не может применяться для непосредственного старта с Земли без выполнения ряда организационно-технических мероприятий. В то же время, при использовании многоступенчатых ракет замена ЖРД последней ступени на ЯРД, как показывает расчёт на примере РН «Союз-2.1б», способна увеличить их ПН на 50%. Однако стоимость такой ступени возрастает на порядок, т.к. реактор, имеющий стоимость до десяти миллиардов рублей [55] используется однократно, после выведения должен будет оказаться на опорной орбите и быстро сгорит в атмосфере до спада его радиоактивности.

Следовательно, для обеспечения экономической эффективности и безопасности реактор должен использоваться многократно, что определяет необходимость его возвращения на Землю и, соответственно, повышенную массу возвращаемой ступени РН.

Как известно из литературных данных [56], существующие конструкции ЯРД имеют более высокую пассивную массу на единицу тяги, чем ЖРД. Поэтому их применение целесообразно только на последнем участке

выведения, что снижает эффект от их применения. Для улучшения характеристик РН необходимо снижение пассивной массы ЯРД. По опыту проведённых в СССР и за рубежом работ, возможен ряд путей улучшения этой характеристики, однако они ведут либо к ухудшению радиационной безопасности (газофазные ЯРД, уменьшение радиационной защиты), либо к удорожанию реактора (реакторы на америции, либо уране-233), либо к крайнему усложнению конструкции (реакторы с лучистым подогревом) [57].

Из всего многообразия возможных конструкций ЯРД требования радиационной безопасности фактически ограничивает выбор вариантами с твердотельной активной зоной. Требования по минимальной пассивной массе оставляют в пространстве выбора реакторы с конвективным теплообменом. Крайне высокая стоимость производимых искусственно изотопов ограничивает применение других ядерных топлив, кроме урана-235 и плутония.

Выход из данного положения возможен при обеспечении совместной работы реактора с ЖРД, что позволит использовать ЖРД на всём протяжении выведения и реализовать одноступенчатую РН. Фактически, теплота химической реакции в ЖРД добавляется к тепловому выходу реактора и позволяет уменьшить его пассивную массу ценой снижения удельного импульса. Наконец, требования по быстрому выходу реактора на режим (т.к. его запуск производится в полёте), а также к возможности останова без охлаждения рабочим телом приводят к необходимости использования только одного типа реактора – с топливом из сферических микрочастиц. Его предельные возможности по результатам численных экспериментов и теплового макетирования приведены в [58], где обоснован удельный импульс I_1=1000с и отношение тяги к массе на уровне 20. Инженерная проработка такого двигателя применительно к концепции одноступенчатой многоразовой РН [59], подтвердив значение удельного импульса, обосновала технически реальное отношение тяги к массе на уровне 12.

Были проработаны три варианта использования подобного реактора с тепловым в РН:

1) Ядерный ракетный двигатель – реактор непосредственно нагревает реактивную массу (водород).

К этому варианту непосредственно относятся вышеприведенные характеристики. Температура водорода на выходе реактора составляет более 3000ºС, что требует использования на частицах карбонитридных покрытий по опыту отечественной ядерной промышленности [54]. Соответственно, после завершения работы подобный двигатель будет содержать значительную массу радиоактивного изотопа С-14 с периодом полураспада несколько тысяч лет, что создаст остаточную радиоактивность и будет препятствовать возврату двигателя на Землю. Соответственно, РН становится одноразовой и стоимость ЯРД должна быть отнесена к одному пуску, что сделает её экономически неэффективной.

2) Ядерный ракетный двигатель с дожиганием водорода в закритической части.

В данном варианте тяга ЯРД увеличивается за счёт впрыска в закритическую часть сопла жидкого кислорода, что приводит к росту отношения тяги двигателя к массе за счёт снижения удельного импульса. Данная концепция впервые была предложена в [60] и [61], экспериментально проработана Aerojet Corp в 2002 году.

Снижение температуры водорода по мере ускорения в сверхзвуковом сопле дает возможность получить дополнительную теплоту за счёт сгорания водорода в вводимом извне кислороде. При этом высокая температура водорода в критическом сечении сдвигает термодинамическое равновесие от воды к исходным газам и не позволяет происходить химической реакции. Поэтому горение происходит только в сверхзвуковом режиме со значительными потерями.

Для данной схемы было обосновано предельное значение удельного импульса I_1=600 с и отношение тяги к весу 38 (конструктивными

проработками подтверждено значение 24 [61]). Следует отметить, что сказанное про радиоактивность ЯРД справедливо и для этого варианта.

3) Жидкостной ракетный двигатель с предварительным нагревом компонентов в ядерном реакторе (ЖРД ППКРТ)

Данная концепция основана на анализе термодинамического равновесия в системе кислород-водород-вода при высоких температурах, изученном при отработке термохимического производства водорода [62]. Процесс разложения воды начинается при 2200ºС (5% воды разложено на кислород и водород), при 3000ºС разложено 50%, и полностью процесс разложения завершается приблизительно при 5000ºС.

Поэтому нагрев кислорода и особенно водорода до высоких температур перед химической реакцией приведет к тому, что часть энергии будет потрачена на диссоциацию воды и не приведёт к росту температуры в камере сгорания ЖРД вследствие неполноты окисления горючего. В то же время, из-за меньшей средней молекулярной массы продуктов сгорания при той же температуре увеличится скорость истечения, а в диффузоре сопла при спаде температуры будут происходить реакции рекомбинации, подогревающие поток и увеличивающие удельный импульс.

Проведённые термодинамические расчёты показывают, что при нагреве в реакторе кислорода и водорода до 1600 К удельный импульс ЖРД составит 5632 м/с при температуре в камере сгорания 3325 К. При этом масса реактора и теплообменника составит 20 кг на 1 тс тяги двигателя.

При дальнейшем увеличении температуры компонентов на выходе теплообменника температура в камере сгорания практически не растёт и удельный импульс также не возрастает. Тем не менее, профилирование сопла для оптимальной рекомбинации перегретых продуктов сгорания в диффузоре с увеличением температуры нагрева до 2000 К способно поднять УИ до 600 с при росте массы реактора и теплообменника до 25 кг на 1 тс тяги, что, однако, приведёт к потерям УИ при работе комбинированной ДУ в режиме ЖРД на уровне 1-2%.

8.3. Технический облик и проблемы создания реактора

Реактор с микрочастицами топлива, в отличие от реакторов типа NERVA и РД-0140, в которых рабочее тело протекало вдоль длинных ТВЭЛ из карбида урана с графитовым покрытием, предусматривает его радиальное течение к оси ТВЭЛ с его внешней окружности через пористый слой микрочастиц топлива. Такая конструкция имеет большую площадь поверхности на единицу массы топлива, обеспечивая большую массовую энергоотдачу – на порядок выше, чем в вышеуказанных реакторах.

Ядро реактора состоит из гексагонально расположенных ТВЭЛ, количество которых соответствует необходимой мощности. Набор ТВЭЛ окружен отражателем нейтронов и заключён в сосуд высокого давления. ТВЭЛы имеют цилиндрическую форму и внешний диаметр в несколько сантиметров. Микросферическое топливо в них расположено между двумя соосными пористыми оболочками в виде тел вращения. Рабочее тело поступает во входную полость ТВЭЛ и проходит радиально через внешнюю (холодную) оболочку. Оно нагревается от частиц топлива и выходит через внутреннюю (горячую) оболочку в осевой выходной канал. Выходные каналы ТВЭЛов выводятся в коллектор, откуда рабочее тело поступает в выходное сопло.

Данная схема может использоваться как для нагрева водорода в ЯРД, так и для подогрева кислорода и водорода как компонентов ЖРД. В первом случае его конструкция подвергается воздействию водорода при температуре 3000 К, а температура внутри микрочастиц при этом составит около 3400 К. Выбор материалов при этом становится практически однозначным: пирографит как основной конструкционный материал с защитным покрытием из карбида тантала или ниобия. В настоящее время отсутствует опыт создания подобных структур, не испытывающих уноса материала, контактирующего с потоком горячего газа. Следовательно, расчётная гарантийная продолжительность работы реактора ЯРД не превысит 1 часа [63], что при его стоимости порядка

нескольких миллиардов рублей не позволит обеспечить экономическую эффективность РН.

Во втором случае рабочая температура существенно ниже (около 1600К), что позволяет выполнить внешний отражатель нейтронов из бериллия с вольфрамовым покрытием и использовать для частиц топливо в виде оксида урана с покрытием из оксида бериллия. По опыту использования, у металлических и оксидных покрытий в химически некоррозийной среде практически отсутствует унос массы, что позволит обеспечить экономически эффективный срок службы реактора и топлива.

Учитывая, что во втором варианте необходим нагрев как горючего, так и окислителя, возможно применение гелия как промежуточного теплоносителя, либо нагрев водорода, передающего впоследствии тепло кислороду. При работе с водородом необходимо использование покрытий из тугоплавких металлов, например, вольфрама, вместо оксидных. Горячее рабочее тело реактора нагревает водород и кислород в противоточном теплообменнике до необходимой температуры.

Конструкция реактора, способы управления им, схема его подключения в РН должны быть дополнительно обоснованы в предпроектной НИР.

Заключение

В результате проведения данной НИР можно сформулировать следующие выводы:

- на основании анализа пусковой активности по регионам и типам груза описана текущая конкурентная среда средств выведения, и приведен прогноз развития рынка пусковых услуг, показывающий её развитие;

- выбраны и обоснованы технические решения перспективных средств выведения как на основе использования имеющегося задела, так и на основе создания принципиально новых изделий с применением новых технологий;

- для иллюстрации выбранных подходов сформирован технический облик перспективных средств выведения: ракеты-носителя лёгкого класса на основе двигателя РД-108 и одноступенчатой ракеты-носителя на основе теплового ядерного реактора;

- проработаны облик и конструкции ракеты-носителя лёгкого класса на основе двигателя РД-108, показавшие возможность использования имеющегося задела программы запусков ракет-носителей типа «Союз» для создания конкурентоспособного проекта ракеты-носителя лёгкого класса со сниженной стоимостью разработки и производства;

- проработаны облик и конструкция одноступенчатой ракеты-носителя на основе теплового ядерного реактора, показавшие возможность создания подобного изделия на основе использования предварительного подогрева компонентов рабочего тела ЖРД в тепловом ядерном реакторе с применением слоя микрочастиц в качестве тепловыделяющего элемента, позволяя обеспечить минимальные риски радиационной безопасности.

Таким образом, обоснован выбор направлений разработок в области создания перспективных средств выведения и проработан облик основных концепций перспективных изделий, т.е. выполнена цель работы. Поставленные задачи выполнены полностью. Результаты НИР могут быть использованы разработчиками и производителями средств выведения, а также широким кругом потребителей пусковых услуг в целях прогноза развития

технологий в предметной области. Это позволит повысить технико-экономическую эффективность дальнейших исследований и разработок.

Перечень использованных источников

1. Space Launch Services Market Size URL: https://www.fortunebusinessinsights.com/industry-reports/space-launch-services-market-101931
2. 2024 Q3 Orbital Launch Attempts by Country URL: https://payloadspace.com/2024-q3-orbital-launch-attempts-by-country/
3. Легкая ракета «Адлер» URL: http://spacelin.ru/proekty/legkaya-raketa-adler/
4. РД0109 URL: https://kbkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/rd0109/
5. Rutherford URL: https://web.archive.org/web/20160919222251/https://rocketlabusa.com/about-us/propulsion/
6. НИИХимМаш URL: https://www.k204.ru/books/vrd/wiki2/PDF/Himmash.pdf
7. КБ "Мотохром" URL: https://drozd.motochrome.ru/
8. Así es la primera batería de grafeno ideada por la Universidad de Valencia URL: https://www.abc.es/motor/motoreco/primera-bateria-grafeno-ideada-universidad-valencia-20230302022956-nt.html
9. А.А.Кузнецов. Оптимизация параметров баллистических ракет по эффективности. М.:Машиностроение, 1986 г.
10. Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.П. Теория ракетных двигателей 1989. 464 с.
11. Козлов А. А. Системы питания и управления жидкостных ракетных двигательных установок : учебник для вузов / А. А. Козлов, В. Н. Новиков, Е. В. Соловьев. - М.: Машиностроение, 1988.
12. Глушко В.П. Термодинамические и теплофизические свойства продуктов сгорания — Москва, 1971. — 263 с.

13. Sutton, G.P. and Biblarz, O. Rocket Propulsion Elements, 7th Edition. John Wiley & Sons, 2001.

14. Каторгин Б.И., Киселев А.С., Стернин Л.Е., Чванов В.К. Прикладная газодинамика М.: Вузовская книга, 2009. -340 с.

15. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. Под редакцией В.М. Кудрявцева. 3-е издание, исправленное и дополненное. Москва: Издательство «Высшая школа», 1983.

16. Дорофеев А. А. Основы теории тепловых ракетных двигателей. Теория, расчет и проектирование: учебник для авиа- и ракетостроительных специальностей вузов. Изд. 2-е, перераб. и доп. – М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. – 463 с.

17. Zandbergen, B.T.C., Modern Liquid Propellant Rocket Engines; 2000 Outlook, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands, May 2000.

18. Zandbergen, B.T.C., Rocket systems and their components: Collection of data sheets, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands, January 2006.

19. Simple mass and size estimation relationships of pump fed rocket engines for launch vehicle conceptual design B.T.C. Zandbergen Delft University of Technology, Faculty of Aerospace Engineering.

20. Shelton, J.D., Launch Vehicle Propulsion Parameter Design Multiple Selection Criteria, University of Alabama in Huntsville, 2004.

21. Humble, R.W., Henry, G.N., Larson, W.J., Space Propulsion Analysis and Design, McGraw-Hill Education, 1995.

22. Mc Hugh, B., Numerical Analysis of Existing Liquid Rocket Engines as a Design Process Starter. AIAA 95-2970, 1995.

23. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle Duck Kwak, Sejin Kwon, Chang-HoChoi.

24. Овсянников Б.В. Теория и расчет насосов жидкостных ракетных двигателей. Учебное пособие. — М.: Оборонгиз, 1960. — 247 с.

25. 36.5 Megawatt superconducting motor Successfully Tested at Full Power URL: https://www.nextbigfuture.com/2009/01/365-megawatt-superconducting-motor.html

26. В.К.Иванов, А.М.Кашкаров, Е.Н.Ромасенко, Л.А.Толстиков Турбонасосные агрегаты ЖРД конструкции НПО Энергомаш. Конверсия в машиностроении – 2006, №1.

27. A method of calculating the weight and dimensions of a turbo pump for rocket propellants. D.J.Saunders,1949. Report 492534 dtic.mil URL: https://apps.dtic.mil/sti/tr/pdf/ADA492534.pdf

28. Current Li-Ion Battery Technologies in Electric Vehicles and Opportunities for Advancements Yu Miao, Patrick Hynan, Annette von Jouanne and Alexandre Yokochi, Energies 2019, 12(6), 1074.

29. A New Lithium-Metal Battery Takes Flight in Drones. January 29, 2018 URL: https://www.greentechmedia.com/articles/read/a-new-lithium-metal-battery-takes-flight-in-drones

30. World-record electric motor for aircraft URL: https://phys.org/news/2015-04-world-record-electric-motor-aircraft.html

31. Гахун Г.Г., Баулин В.И., Володин В.А. и др. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей М.: Машиностроение, 1989. - 424 с.: ил.

32. 17) Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Учебник для технических вузов/В. П. Мишин, В. К.

Безвербый, Б. М. Панкратов и др.; под ред. В. П. Мишина. — М.: Машиностроение, 1985 — 360 с, илл.

33. В.М.Белоконов, В.А.Вьюжанин. Расчет летных характеристик летательных аппаратов. Учебное пособие для курсового и дипломного проектирования. Куйбышевский авиационный институт, 1982.
34. Richardson, Derek. "Firefly Aerospace demos its Lightning 1 engine". Spaceflight Insider.
35. Гахун Г.Г., Баулин В.И., Володин В.А. и др. Конструкция и проектирование жидкостных ракетных двигателей М.: Машиностроение, 1989. - 424 с.: ил.
36. Астронавтика и ракетодинамика. Экспресс-информация. №12, 1986 г.
37. РД-0126 URL: https://kbkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/rd0126e/
38. Blue Moon URL: https://www.blueorigin.com/blue-moon
39. Perfect Bell Nozzle Parametric and Optimization Curves JL Tuttle - 1983.
40. Добровольский М.В. Жидкостные ракетные двигатели. –М.: Машиностроение, 1968.- 396 с.
41. Aerospaceplane - 1961. Aerospace Projects Review, Volume 2, No 5.
42. AMERICAN X-VEHICLES Centennial of Flight Edition: An Inventory—X-1 to X-50. Dennis R. Jenkins, Tony Landis, and Jay Miller. Monographs in Aerospace History No. 31 June 2003.
43. 3. History of the Phoenix VTOL SSTO and recent developments in single-stage launch systems. Hudson, Gary C. International Space Year in the Pacific basin; Proceedings of the 4th International Space Conference of Pacific-basin Societies.
44. «Интерфакс», 23 января 2018 «Российские конструкторы вернулись к разработке легкой многоразовой ракеты».

45. Шумилин А.А. Авиационно-космические системы США. М.:Вече, 2005 г.

46. И.А.Ежов. Создание кислородно-водородного блока РН «Энергия»..

47. И. Афанасьев. Многоразовый корабль с вертикальной посадкой. Журнал «Новости космонавтики», №6, 2004 г.

48. Принципы, касающиеся использования ядерных источников энергии в космическом пространстве. Приняты резолюцией 47/68 Генеральной Ассамблеи ООН от 14 декабря 1992 года.

49. Ушаков В.И. Радиоактивные отходы. Технологические основы. М.: Ridero, 2018 – 208 с.

50. Тимкин А.В. Опасные ситуации техногенного характера и защита от них: основы радиационной безопасности. М.-Берлин:Директ-Медиа, 2015 – 204 с.

51. Теоретические и экспериментальные подходы к решению задач активационного анализа, гамма-спектрометрии и создания малоактивирумых материалов. Диссертация на соискание учёной степени д.х.н. М.: ИМЕТ РАН, 2007 – 168 с.

52. Левин В.Е. Ядерная физика и ядерные реакторы. М.: Атомиздат,1979 – 288 с.

53. Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В. и др. Ядерные ракетные двигатели. М.: Норма-Информ, 2001 – 415 с.

54. Steven D. Howe. Assessment of the advantages and feasibility of a nuclear rocket for a manned Mars mission. Proceedings from Manned Mars Mission Workshop, Marshal Space Flight Center, Huntsville, Alabama, June 10-14,1985.

55. Eric W. Davis. Advanced Propulsion Study. Special Report of AFRL, September 2004.

56. Ракетные двигатели и энергетические установки на основе ядерного реактора. Под ред. А.С. Коротеева. М.: Машиностроение,2002 – 432 с.

57. H. Ludewig, J. R. Powell, M. Todosow, G. Maise, R. Barletta and D. G. Schweitzer. Design of particle bed reactors for the space nuclear thermal propulsion program. Progress in Nuclear Energy, Vol. 30, No. 1, pp. 1-65, 1996.

58. March, P. (2001), “LANTR VTOL-SSTO Reusable Heavy Cargo Lifter Launch Vehicle,” Briefing to the Advanced Deep Space Transport Group-Propulsion and Power Subgroup, and Private Communications, Lockheed-Martin Co., Houston, TX.

59. March, P. (2001), “LANTR VTOL-SSTO Reusable Heavy Cargo Lifter Launch Vehicle,” Briefing to the Advanced Deep Space Transport Group-Propulsion and Power Subgroup, and Private Communications, Lockheed-Martin Co., Houston, TX.

60. Borowski, S. K., et al. (1994), “A Revolutionary Lunar Space Transportation System Architecture Using Extraterrestrial LOX-Augmented NTR Propulsion,” AIAA-94-3343, AIAA/ASME/SAE/ASEE 30th Joint Propulsion Conference, Indianapolis, IN.

61. ISNPS (2003), Short Course – “Space Nuclear Power and Propulsion Systems Technology: Enabling Future Planetary Exploration,” Lecture Notebook, Institute for Space and Nuclear Power Studies (ISNPS), University of New Mexico, Albuquerque, NM.

62. James E.Funk Thermochemical hydrogen production: past and present. International Journal of Hydrogen Energy. Volume 26, Issue 3, March 2001, pp.185-190.

63. H. Ludewig, J. R. Powell, M. Todosow, G. Maise, R. Barletta and D. G. Schweitzer. Design of particle bed reactors for the space nuclear thermal propulsion program. Progress in Nuclear Energy, Vol. 30, No. 1, pp. 1-65, 1996.

64. Варгафтик Н.Б. Справочник по теплофизическим свойствам газов и жидкостей М.: Государственное издательство физико-математической литературы, 1963. – 708 с.

Приложение А. Оценка воздействия лёгкой РН на окружающую среду

А.1 Природно-географическая характеристика и оценка фонового состояния в районе космодрома «Восточный»

Космодром «Восточный» расположен в пределах 51° 49′ 0″ северной широты, 128° 15′ 0″ восточной долготы, территориально входит в Закрытое административно-территориальное образование Циолковский Амурской области (рисунок А1).

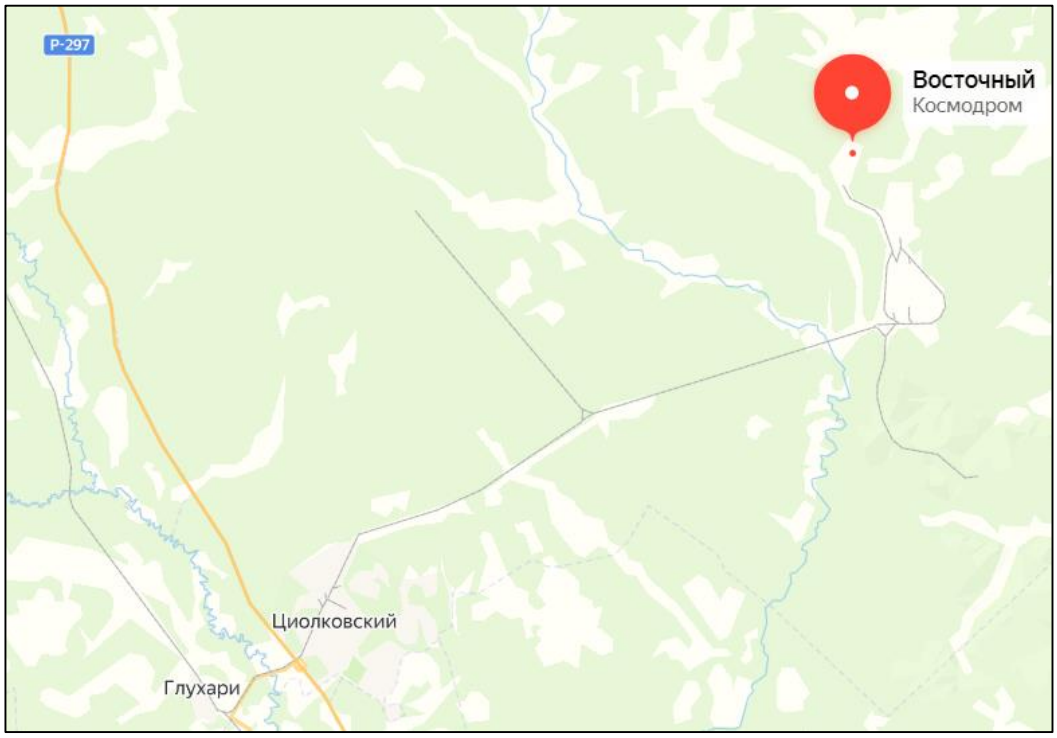


Рисунок А1 – Пространственно-территориальное расположение космодрома

Территория района космодрома «Восточный» расположена в пределах Средне-Зейской провинции Амуро-Сахалинской физико-географической страны.

Территория космодрома – это выровненная денудационно-аккумулятивная равнина со средней высотой 240 - 280 м над уровнем моря. Выделяются два уровня: 220 - 260 м и 260 - 300 м. Наибольшие высоты (300 м и более) на севере полигона. К югу и юго-западу высоты снижаются, в долине реки Перы — ниже 200 м. Поверхность слабохолмистая, местами сопочно-

увалистая, расчленена плоскодонными долинами притоков реки Оры (ручьи Охотничий и Николаевский) и падями без постоянных водотоков.

Климат района - резко континентальный с муссонными чертами, что выражается в больших годовых (45 - 50 ^{0}С) и суточных (до 20 ^{0}С) колебаниях температур воздуха и резком преобладании летних осадков.

Зима холодная и сухая с малым снежным покровом и большим количеством солнечных дней. Длится до 150 дней, с ясной погодой, высоким давлением и низкими температурами. Преобладают слабые северо-западные и северные ветры, штиль наблюдается 30-40% времени.

Весна начинается при переходе температур через -5°С и длится около 52 дней. Характеризуется волнами тепла и холодов, метелями в марте и апреле. Ветры меняются на южные, скорость увеличивается, особенно в апреле-мае, достигая 10-15 м/с и выше.

Лето наступает в конце мая – начале июня. Первая половина солнечная и сухая, вторая — влажная с интенсивными ливнями, вызывающими паводки. Июль и август самые дождливые месяцы, выпадает 40-50% годовых осадков. Осадки за день могут достигать 6-8 мм, при сильных дождях — 40-50 мм, иногда до 100-110 мм.

Осень начинается в начале сентября и длится до 40 дней. Сентябрь дождливый, но с наступлением холодов погода становится ясной и солнечной. Первые заморозки — вторая декада сентября, первый снег — первая половина октября.

Космодром «Восточный» расположен в центральной части Амуро-Зейского междуречья, в Свободненском районе Амурской области.

Территория относится к Восточной буроземно-лесной области, Зейско-Бурейской провинции бурых лесных почв. Преобладают бурые лесные почвы, включая подтипы: бурые лесные, глееватые, оподзоленные, оподзоленные глееватые, остаточно пойменные, остаточно пойменные глееватые и смытые (слабо, средне, сильно).

Территория космодрома относится к Амурской провинции хвойно-широколиственных лесов. В лесном покрове значительное место занимают лиственнично-березовые, лиственнично-дубово-березовые, лиственнично-сосново-березовые, сосново-дубовые ассоциации.

Общее число видов наземных позвоночных животных достигает 246, что составляет 60% от фауны Амурской области. В том числе 6 видов земноводных (86%фауны области), 5 видов рептилий (50%), 190 видов птиц (58%) и 45 видов млекопитающих (67% фауны области). Но в связи с близостью населенных пунктов, плотность населения многих видов, особенно крупных млекопитающих, находится ниже биологически оптимального уровня.

В ≈12 км к востоку от космодрома «Восточный» протекает р. Зея. Качество вод в пункте наблюдений г. Свободный (расположен в 55 км к югу от космодрома) по данным на 2020 год относится к 3-й классу разряду «б» («очень загрязнённая»).

По данным отбора проб воды в г. Шимановск, расположенного в ≈48 км северо-западнее от космодрома «Восточный» поверхностным водам присвоен 4-й класс разряд «а» («грязная»).

Подземные воды исследуемого района, где расположен космодром «Восточный», относятся к Амурско-Зейскому артезианскому бассейну пластовых, пластовых-блоковых, пластово-поровых вод. Ресурсы подземных вод формируются, главным образом, в гидравлически разобщённых пластах слаболитифицированных осадочных пород.

Для населённого пункта ЗАТО Циолковский (расположен в 20 км от космодрома «Восточный») характерны следующие значения долгопериодных средних концентраций: пыль (сумма всех видов) – 0,071 мг/м^3; диоксид серы – 0,006 мг/м^3; оксид азота – 0,023 мг/м^3; оксид углерода – 0,8 мг/м^3. Значение фоновых концентраций составляет: пыль (сумма всех видов) – 0,20 мг/м^3; диоксид серы – 0,018 мг/м^3; оксид азота – 0,055 мг/м^3; оксид углерода – 1,8 мг/м^3.

А.2 Описание РН как источника экологической опасности

Ракета-носитель как потенциальный источник экологической опасности характеризуется:

– наличием больших объёмов компонентов ракетного топлива: экологически чистый окислитель − жидкий кислород, малоопасное горючее − нафтил (4 класс опасности по ГОСТ 12.1.007-76);

– наличием в РН источников электромагнитного излучения;

– тепловым и акустическим воздействием на компоненты окружающей среды при запуске;

– выбросом двигательными установками в атмосферу продуктов сгорания;

– наличием отделяемых в процессе полёта частей, которые падают в предусмотренные районы земной поверхности.

Основными источниками воздействия на ОС при подготовке РН к запуску, при её запуске и при функционировании в околоземном космическом пространстве являются:

При наземной подготовке к запуску:

– агрегаты и оборудование УТК РН и СК, в т.ч. дизельные электростанции (ДЭС) систем гарантированного электроснабжения, использующиеся при подготовке РН. При работе ДЭС в атмосферу выбрасываются продукты сгорания, и оказывается акустическое воздействие на ОС;

– транспортные средства, использующиеся на космодроме при подготовке РН к запуску (выбрасываются в атмосферу продукты сгорания, и оказывается акустическое воздействие на ОС);

– образующиеся при проведении работ бытовые и производственные отходы.

При старте и полёте РН:

– проведении работ бытовые и воздействие на компоненты окружающей среды оказывается непосредственно самой РН (продуктами сгорания КРТ, акустическое и тепловое воздействия, падение ОЧ РН);

– воздействие на компоненты окружающей среды в районах падения отделяемых в процессе полёта частей РН.

А.3 Оценка воздействия на окружающую среду в процессе подготовки РН к пуску и при её запуске

При подготовке РН к запуску основное воздействие на компоненты окружающей среды оказывается объектами наземной инфраструктуры космодрома.

При этом видами воздействия являются

- химическое загрязнение атмосферного воздуха и почвенно-растительных покровов в результате работы двигателей внутреннего сгорания и двигателей подвижных транспортных средств;

- акустическое воздействие в результате работы двигателей внутреннего сгорания ДЭС и двигателей подвижных транспортных средств;

- образование отходов.

-воздействие электромагнитным излучением передатчиками

При этом основными загрязняющими веществами, выбрасываемыми в атмосферу, являются: сажа, сернистый ангидрид, окись углерода, диоксид азота, акролеин и углеводороды.

Газы, выбрасываемые в атмосферу системой заправки жидким кислородом и дренажными клапанами баков РН окислителя к загрязняющим веществам, не относятся, неблагоприятное воздействие их на окружающую природную среду возможно лишь за счёт их низкой температуры. Это воздействие несущественно, сказывается на небольшом расстоянии от источника выброса.

При заправке РН горючим выделяется некоторое количество его паров через ДПК баков, но общая масса выбросов горючего через дренажные

клапана при одной заправке РН пренебрежимо мала по сравнению с другими источниками выбросов.

Данные выбросы разнесены по времени (учет времени на подготовку к запуску) и по территории космодрома. Вследствие этого удельные показатели загрязнения атмосферного воздуха при проведении работ не превысят установленных нормативов.

Источниками акустического воздействия на окружающую среду при наземной подготовке РН к пуску являются подвижные транспортные средства. Уровень шума, создаваемый подвижными транспортными средствами, определяется расчётным путём в соответствии с рекомендациями . В качестве расчётного принят уровень звука, создаваемый при движении автомобиля на первой передаче со скоростью 10 км/час. Значение уровня звука при движении со скоростью 10 км/час на первой передаче составляет: −

− для легкового автомобиля – 60 дБА;

− для грузового автомобиля – 78 дБА.

Учитывая, что движение подвижных транспортных средств, задействованных при подготовке РН разнесено во времени и по территории космодрома и проходит на большом удалении от населённых пунктов, акустическое воздействие подвижных транспортных средств на окружающую среду космодрома оценивается как кратковременное и незначительное, а за его пределами – как практически отсутствующее.

Образование отходов в процессе наземной подготовки РКН и к пуску на космодроме «Восточный» не предусмотрено.

Однако в процессе подготовки некоторое количество таких отходов может образовываться при обслуживании оборудования (кабельная продукция, ветошь и т.п.), от канцелярской деятельности (бумага, картон) и др. Отходы образуются также при уборке производственных помещений объектов космодрома (мусор), задействованных при подготовке РН.

Кроме производственных отходов, при подготовке РН образуются бытовые отходы (в результате жизнедеятельности обслуживающего персонала, участвующего в подготовке РН).

Также для функционирования космодрома и его технических систем обеспечивается его водоснабжение и, соответственно, водоотведение. Воздействие на водную среду при эксплуатации объектов инфраструктуры космодрома для обеспечения подготовки к запуску и запуска РН оценивается как допустимое.

Химическое загрязнение почвенно-растительного покрова в районе космодрома «Восточный» при наземной подготовке РКК возможно при оседании на поверхность загрязняющих веществ, выбрасываемых источниками загрязнения, задействованными при наземной подготовке. Такого рода загрязнения обусловлены, в основном, выбросами автотранспорта.

Для снижения негативного воздействия на почвенный покров при подготовке к пуску РН предусмотрены следующие мероприятия:

1.Определение концентрации нефтепродуктов, pH.

2.Определение концентраций никеля, кадмия, лития, калия, pH.

3. Определение площади пролива горючего (при наличии пролива) и глубины его проникновения в почву.

4.Определение геометрических параметров (площадь, глубина) и характера нарушения почвенного покрова в местах падения.

5. Проведение рекультивации земель при необходимости.

6. Обязательное соблюдение границ территорий проведения работ.

7. Исключение проездов автотранспорта и строительной техники вне установленных маршрутов.

8. Запрещается слив отработанных ГСМ и размещение отходов в непредусмотренных местах.

9. Допускать к эксплуатации машины и механизмы в исправном состоянии, следить за состоянием технических средств, способных вызвать загорание естественной растительности.

Передатчики включаются на СК за несколько минут до старта и работают все время полёта РН. Исходя из номиналов рабочих частот передатчиков влияние электромагнитных полей, создаваемых ими оценивается по уровню плотности потока мощности (согласно ГОСТ 12.1.006-84).

Недопустимые уровни электромагнитного воздействия оказываются в непосредственной близости от РН. Недопустимых уровней электромагнитного воздействия на окружающую среду на СК и в полёте РН не оказывается. Непосредственного воздействия на водные объекты РН при наземной подготовке не оказывается.

А4. Оценка воздействия РН на атмосферу при старте и в полёте

Особенность ракет-носителей как техногенных источников загрязнений атмосферы состоит в том, что они в процессе выведения последовательно оказывают воздействие на различные слои атмосферы: от поверхности земли до околоземного космического пространства (ОКП).

Основными видами воздействия на тропосферу при старте и полёте являются:

- акустическое воздействие
- тепловое воздействие
- химическое загрязнение.

Нагрев металлических конструкций СК носит кратковременный характер, их температура сравнивается с температурой окружающей среды по истечении небольшого промежутка времени после запуска. Так как в указанной зоне воздействия при осуществлении запуска РН исключено нахождение людей, а ландшафт местности представляет собой открытую бетонированную площадку, исключающую возникновение пожаро-

взрывоопасных ситуаций, то уровень теплового воздействия факела двигателя ступени РН можно считать не оказывающем отрицательного воздействия на ОС.

Следует учесть, что в полёте энергия распределяется по всей трассе полёта в диапазоне высот от 0 до 200 км (в зависимости от программы запуска КА). Следует также учесть, что большая часть этой энергии (до 70 %) идёт на создание реактивной тяги двигателей ракеты и тепловые потери, поэтому общая энергия (с учётом кинетической энергии газов продуктов сгорания), поступающая в окружающую среду при полете РН с выбросом продуктов сгорания КРТ, оценивается величиной порядка 10^6 МДж. Это количество энергии выделяется в течение нескольких минут – времени полёта РН.

Такая тепловая нагрузка на окружающую среду даже на начальном участке полёта ракеты не приведёт к возникновению аномальных погодных условий и климатических изменений на территориях, прилегающих к подтрассовым участкам полета ракеты.

Тепловое воздействие на окружающую среду при полёте РН также может оказываться в результате выбросов в составе продуктов сгорания такого парникового газа, как углекислый газ – диоксид углерода (CO_2).

По сравнению с ежегодными выбросами от природных источников тонн и антропогенных источников выброс CO_2 при полёте РН является малым и не может повлиять на изменение теплового баланса.

С учётом этого тепловое воздействие на ОС при пуске и полёте является локальным, кратковременным, а уровень воздействия – незначительным.

В процессе выведения РН в окружающую среду попадают продукты сгорания топливной пары «Нафтил» + жидкий кислород от работы ДУ на ступенях РН. От 70 до 80% продуктов сгорания выбрасывается на высоте до 50 км.

При пролёте РН озонового слоя атмосферы (от 15 км до 50 км) происходит разрушение озона во фронте ударной волны головного обтекателя РН, а также от выбросов продуктов сгорания. Эффект локального разрушения

озона со временем исчезает по мере того, как озоноактивные продукты сгорания начинают распространяться в атмосфере, а турбулентные вихри и ветры приносят в эту зону озон из окружающего воздуха.

Продукты сгорания, выбрасываемые на большей высоте, не достигают земной поверхности при происходящих процессах диффузии в атмосфере, и практически не влияют на загрязнение приземного слоя. РН – источник, быстро меняющий высоту (на 43 с полёта она достигает высоты 5 км) не может рассматриваться как стационарный, потому время выброса загрязняющих веществ в приземном слое атмосферы крайне незначительно.

А5. Экологическая безопасность трассы запуска РН

В качестве РП ОЧ РН для блока первой ступени выбран РП 983 (рисунок А2) с условной дальностью 900 км от места старта до центра района. Для створок головного обтекателя выбраны РП 985/986/987 с дальностью 1560 км от места старта до центра района.

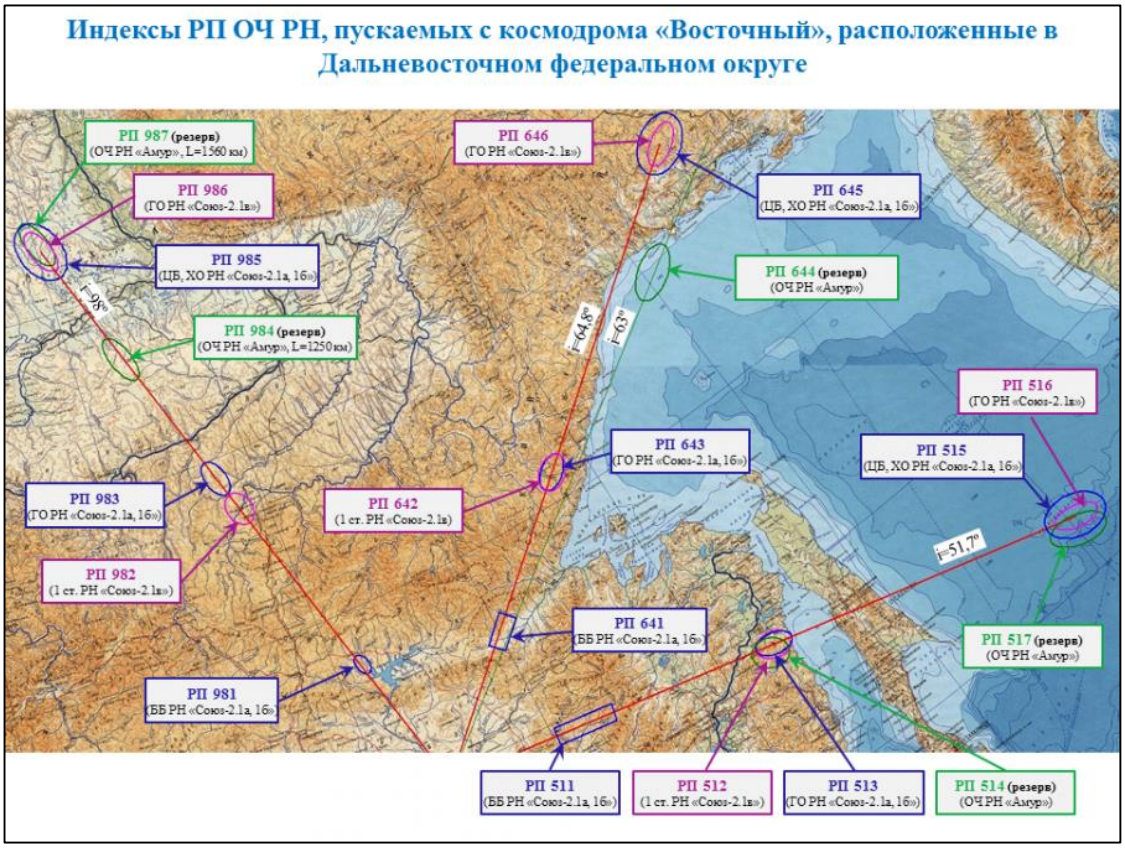


Рисунок А2 – Трассы и районы падения отделяемых частей РКН

В качестве показателей безопасности трассы для населения рассмотрены:

– максимальный потенциальный риск

– максимальная вероятность поражения аварийным изделием человека при условии его нахождения непосредственно на трассе пуска РН (нулевое боковое удаление от трассы);

– индивидуальный риск в населённых пунктах

– вероятность поражения аварийным изделием человека, находящегося в конкретном населенном пункте.

В качестве показателей безопасности трассы для объектов природной среды принята вероятность поражения аварийным изделием конкретных наземных объектов с учётом их размеров и расположения относительно трассы. Критерии допустимости риска определены на основании рекомендаций МЧС РФ.

Трасса пуска на орбиту с наклонением 98° на участке, ориентировочно до 3000 км, проходит по территориям Амурской области (Зейский район, Тындинский округ, ЗАТО Циолковский), Республики Саха (Якутия) – Алданский, Олёкминский, Велюйский, Верхневилюский и Жиганский район. Район падения отработавшего блока третьей ступени проходит РН расположен в акватории Атлантического океана.

Все районы России, по которым проходит трасса пуска, характеризуются низкой средней плотностью населения (0,3 чел./км^2).

Всего в аварийную зону трассы на территории РФ попадает около 16 населённых пунктов, которые являются в основном посёлками сельского типа с населением менее 1 тыс. чел. За исключением трёх посёлков и двух городов – Алдана (20,6 тыс. человек, боковое отклонение ≈ 30 км от трассы), Вилюйска (10,2 тыс. жит., боковое отклонение ≈ 10 км). Полученные максимальные оценки рисков для людей практически всех населённых пунктов, включая город Алдан и Вилюйск, не превышают 5×10-6 (уровень приемлемого риска,

не требующего принятия дополнительных мер безопасности) и существенно ниже фоновых рисков вследствие других техногенных факторов.

В потенциально возможную аварийную зону космодрома «Восточный» попадают населённые пункты Чагоян (333 чел.), Циолковский (6535 чел.), Глухари (219 чел.), Курган (54 чел.), Разливная (180 чел.), Бузули (170 чел.), Джатва (4 чел.), Новоостропольь (63 чел.).

Наиболее крупными особо охраняемыми природными территориями (ООПТ) в зоне прохождения трассы являются территории заповедника федерального уровня «Зейский», заказника регионального значения Иверский, ресурсный резерват регионального значения «Тимирдикээн» и местного значения «Солокут».

Таблица 1 – Вероятность падения P аварийной РН в крупные особо охраняемые природные территории в АЗТ (аварийной зоне трассы)

Lтс, км	S, км^2	P	Наименование ООПТ	Тип ООПТ
8.9	0.2	2.7E-06	Иверский	Заказник региональный
252.1	376.0	1.2E-04	Зейский	Заповедник федеральный

Транспортная сеть и коммуникации в АЗТ представлены автодорогами различного типа (вероятность падения не более 7×10^{-6}), железные дороги практически отсутствуют (40 км БАМ), ЛЭП (общая протяженность ≈ 53 км, вероятность падения не более 3×10^{-7}). Зейская ГЭС находится вне АЗТ.

Для объектов промышленной инфраструктуры (транспортная сеть и коммуникации, нефтегазовые объекты, объекты морской инфраструктуры) риски находятся на приемлемом и пренебрежимо малом уровне. Крупные потенциально опасные промышленные предприятия в АЗТ отсутствуют.

А6. Теоретическая оценка воздействия на окружающую среду возможных аварийных ситуаций

Негативные последствия для компонентов окружающей среды при возникновении аварийных ситуаций (АС) обусловлены, в первую очередь, большими запасами в РН химически активных и пожароопасных веществ – горючего «керосин».

Исходя из этого и с позиций воздействия АС на компоненты

окружающей среды, аварийные ситуации можно разделить на:

- аварийные ситуации, приводящие к проливам компонентов ракетного топлива (КРТ);

- аварийные ситуации, приводящие к пожарам КРТ;

- аварийные ситуации, приводящие к взрыву КРТ.

Такие аварийные ситуации могут произойти с РН только при наличии в ней компонентов топлива:

- при заправке РН компонентами топлива на стартовом комплексе (СК) и последующих работах на СК по подготовке заправленной РКН к запуску;

- при старте РКН и её полёте.

Конструктивное исполнение заправочно-сливного оборудования объектов космодрома «Восточный» и агрегатов пневмо-гидравлической схемы (ПГС) РН при правильной их эксплуатации обеспечивают высокую степень защиты от проливов КРТ.

При работе и строгом выполнении требований эксплуатационной документации (ЭД) проливы КРТ не допускаются.

При несоблюдении требований ЭД теоретически возможны раздельные проливы КРТ – несколько килограммов горючего, окислителя – при расстыковке заправочных магистралей. При этом КРТ проливаются на бетонированную площадку СК. Такие проливы на СК смываются и нейтрализуются, не оказывая на компоненты окружающей среды (ОС) влияния.

Следует отметить, что раздельные проливы КРТ в больших объёмах – массой более 1 т, так называемые «аварийные большие проливы» - при наземной подготовке РКК практически невозможны. Теоретически большие проливы возможны в результате падения заправленной РКН на поверхность Земли (при пуске или в подобных ситуациях). Однако последствиями таких аварий будет не раздельный, а совместный пролив КРТ с их пожаром и (или) взрывом. Последствия таких АС с пожаром (взрывом) рассмотрены ниже.

К пожару могут привести совместные проливы горючего, окислителя. Причинами возникновения совместных проливов КРТ могут служить:

− разгерметизация заправленной РН вследствие механических воздействий (ударов, сотрясений) и т. п.;

− механическое разрушение баков и заправочных магистралей (в результате отказа, например, системы дренажа при подаче компонентов топлива в баки РН), прогара стенок топливного отсека под действием высокотемпературной струи пламени;

− падение заправленной РН на поверхность Земли при пуске вследствие отказа бортовых систем.

Непосредственно совместный пролив жидкого кислорода и горючего не может быть причиной возникновения пожара – данные компоненты при контакте друг с другом не воспламеняются.

На размеры и последствия аварии РКН с пожаром, оказывают влияние целый ряд факторов, основные из которых – характер и степень смешения компонентов, внешние условия (давление, температура и т.п.).

Характер и степень смешения компонентов во многом определяются условиями, приведшими к совместным проливам, наихудшими из которых с точки зрения воздействия на окружающую среду является падение заправленной РКН.

Падение заправленной РКН может быть как горизонтальным (продольная ось ракеты параллельна подстилающей поверхности земли), так

и вертикальным, «обратным», с углом между продольной осью РКН и вертикалью, близким к 0°.

В случае горизонтального падения РКН, при её соударении с поверхностью земли возможно практически полное разрушение топливных баков. Компоненты топлива, содержащиеся в них, выливаются, частично перемешиваются и воспламеняются с полным сгоранием заправленного топлива. В случае «обратного» падения РКН (возможно на начальном этапе пуска) вероятнее всего произойдет детонация (взрыв) топлива I и II ступеней РН.

Основным поражающим фактором для человека и окружающей природной среды (ОПС) при пожаре является тепловое излучение. Воздействия от других поражающих факторов пожара – продуктов горения, недостаток кислорода и т.д. – меньше, по сравнению с воздействием от теплового излучения.

Наиболее вероятным типом пожара КРТ при температурах окружающего воздуха более 25°С из-за значительного испарения образовавшихся горящих паров топлива и вовлечения в этот процесс большей его части (порядка 60% от пролитой массы топлива) будет являться «огненная полусфера», которая быстро трансформируется в «огненный шар».

Наиболее вероятным сценарием аварийного пролива КРТ при температурах окружающего воздуха ниже 5 °С является «пожар разлития». При возникновении проливов КРТ при температурах ниже 25 °С и выше 5 °С имеет место смешанный вариант вышеприведённых типов пожара.

Помимо того, что взрывы на поверхности Земли несут опасность гибели (нарушения здоровья) человеку и опасность разрушения зданий и сооружений как инфраструктуре космодрома, так и народнохозяйственных объектов, они оказывают негативное воздействие на экосистемы.

Основными поражающими факторами в случае возникновения взрыва являются:

- первичная и вторичная воздушные ударные волны (ВУВ);

- тепловое излучение от «огненного шара»;

- токсичные продукты взрыва;

- разлетающиеся с большими скоростями (до нескольких километров в секунду) элементы конструкции РН.

Воздушная ударная волна (ВУВ) при взрыве оказывает наиболее интенсивное воздействие на наземные экосистемы. В общем случае ВУВ является основным и наиболее опасным фактором для человека и окружающей среды по сравнению с другими факторами воздействия взрыва.

При взрыве любого изделия РКТ на поверхности земли параметры ударных волн рассчитываются в соответствии с «Едиными правилами безопасности при взрывных работах».

А7. Мероприятия, обеспечивающие безаварийность эксплуатации РН

Безаварийность и безопасность эксплуатации РН обеспечивается конструктивными, технологическими, техническими, организационными мерами, РН (РКН) к запуску на космодроме «Восточный», в ходе которых могут возникнуть нештатные ситуации, приводящие к воздействию вредных и опасных факторов на обслуживающий персонал и окружающую среду.

Практическая реализация данных мер, мероприятий и решений позволяет свести к минимуму и сделать практически нереализуемыми события возникновения нештатных и аварийных ситуаций с воздействием вредных и опасных факторов на обслуживающий персонал и окружающую среду.

К основным конструктивным и технологическим мероприятиям по обеспечению безопасности при подготовке РН относятся:

– использование минимального количества разъёмных пневмогидро соединений и обеспечение их герметичности;

– использование в пневмогидро коммуникациях предохранительных мембран, фильтров;

– использование системы блокировок для исключения проливов КРТ при проведении операций заправки и от стыковки заправочного оборудования от заправочных горловин РН;

– применение предохранительных клапанов, отключающих подачу газов и КРТ в неисправные магистрали.

К основным техническим мероприятиям по обеспечению безопасности при подготовке РН относятся:

− оснащение помещений и сооружений объектов космодрома «Восточный», задействованных при подготовке РН, приборами газового анализа воздушной среды;

− использование приточно-вытяжной вентиляции;

− противопожарные мероприятия, реализованные на сооружениях космодрома.

К основным организационно-техническим мероприятиям, применяемым на объектах космодрома «Восточный» относится:

- контроль состояния основных технологических агрегатов и систем, изготовлением их из коррозионно-стойких материалов;

- периодическое освидетельствование всех элементов, работающих под избыточным давлением в соответствии с правилами Ростехнадзора;

- оборудование ёмкостей дренажными и предохранительными клапанами и их заземлением;

- использованием автоматизированной системы дистанционного контроля за уровнями давления и за срабатыванием дренажных клапанов ёмкостей, находящихся под избыточным давлением;

- обеспечением молниезащиты и пожарозащиты объектов космодрома.

К основным организационно-техническим мероприятиям по обеспечению безаварийности при подготовке РН относятся:

– соблюдение правил техники безопасности, изложенных в инструкциях по технике безопасности, действующих на месте эксплуатации, и выполнение мероприятий по их предупреждению;

– допуск к выполнению работ только лиц, изучивших устройство систем и правил их эксплуатации, сдавших зачёты и имеющих необходимую квалификацию;

– выполнение всех видов работ, проводимых на технологических агрегатах, строго по командам руководителя работ;

– контроль выполнения штатных работ эксплуатирующей организацией, представителями промышленности;

– постоянный контроль исправности технологического оборудования.

Экологическая безопасность в районах падения (РП) отделяемых частей (ОЧ) РН обеспечивается организационно-техническими мероприятиями, направленными на минимизацию воздействия ОЧ на окружающую среду РП. К основным мероприятиям относятся:

– очистка ОЧ от остатков топлива;

– разделку ОЧ на фрагменты (в случае необходимости) и вывоз их из районов падения для дальнейшей утилизации;

– очистку и рекультивацию мест падения от загрязнений КРТ (в случае необходимости).

А8. Оценка фонового состояния и прогноза возможных изменений окружающей природной среды в районе падения первой ступени РН

Район падения блока первой ступени ракеты-носителя расположен в Республике Саха (Якутия) на территории Алданского и частично Олёкминского районов, на дальности ≈900 км от космодрома «Восточный». Местоположение РП РБ 1-й ступени РН приведено на рисунке А3 и А4. В таблице А2 представлены характеристика района падения блока первой ступени.

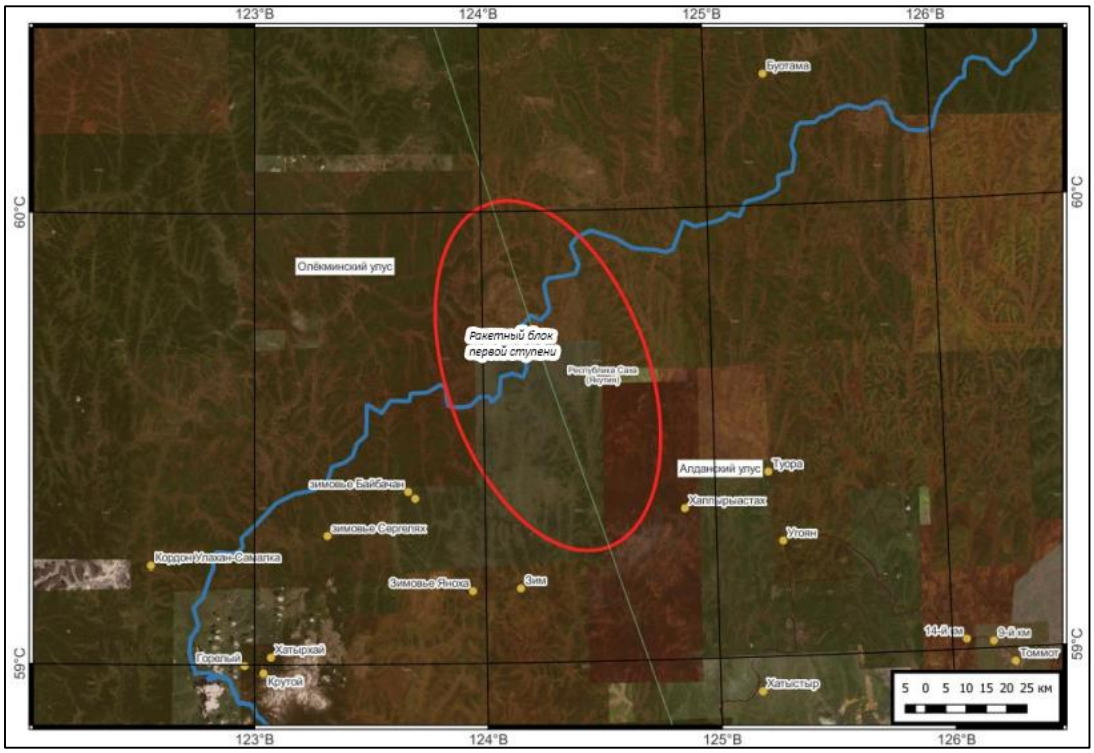


Рисунок А3 – Размещение РП РБ 1-й ступени РН для трассы на орбиту с наклонением ≈ 98°

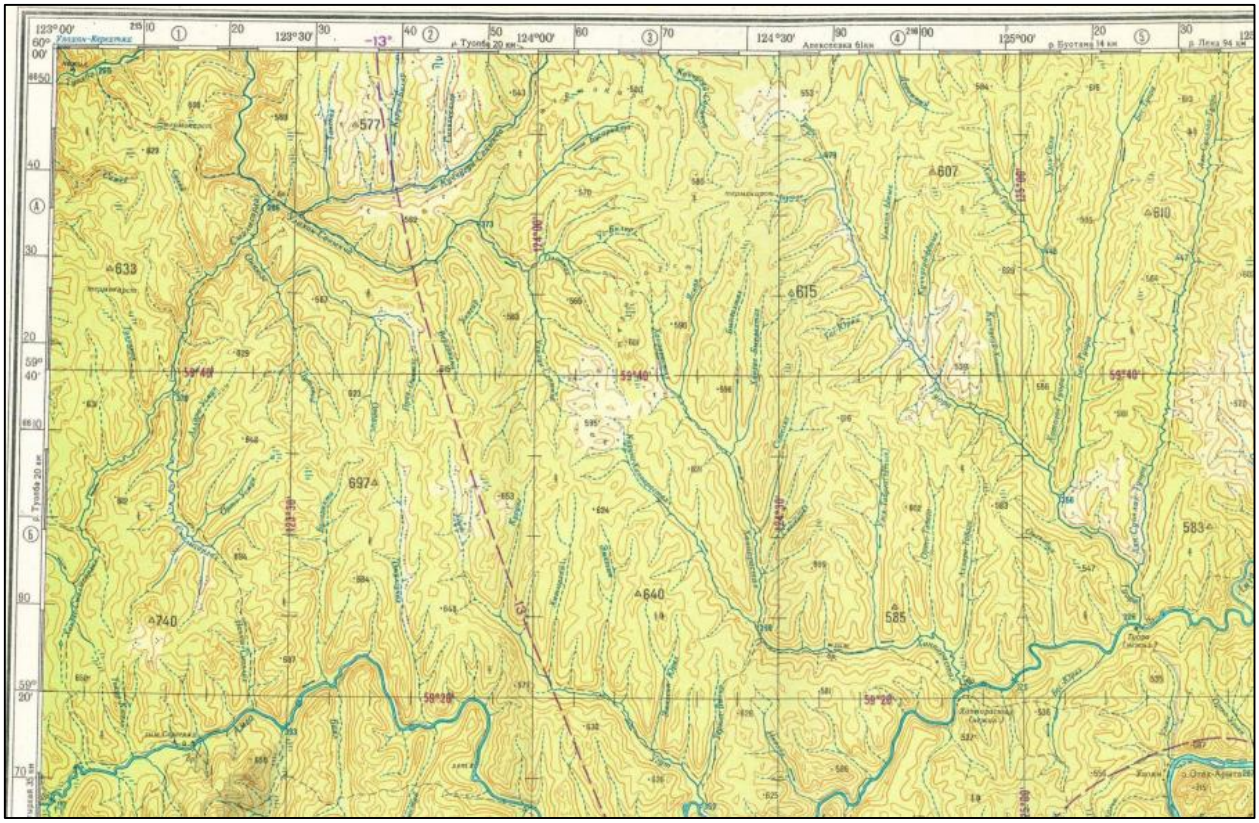


Рисунок А4 – Фрагмент топографической карты масштаба 1:500 000 (в 1 см 5 км) РП 1-й ступени для трассы на орбиту наклонением ≈ 98°

Таблица 2 – Характеристика района падения ракетного блока первой ступени ракеты-носителя

Форма РП	Координаты центра эллипса		Даль-ность от СК, м	Характеристики эллипсов рассеивания		Азимут боль-шой оси эллипса, градус	Пло-щадь, км^2
	север-ная широта, градус, мин	восточ-ная долгота, градус, мин		боль-шая полу-ось, км	малая полу-ось, км		
Эллипс	59° 38′	124° 17′	900	±45	±25	341	3515

Южная граница РП РБ 1-й ступени находится на удалении ≈ 10 км от русла р. Амга. В РП попадают приток р. Амга – Хаппарастах и её многочисленные притоки (р. Сергелях, Сиегеннях, КурунгХаппарастах, Уэся-Табрага, Ясная).

Территория РП в значительной степени обводнена, что определяется морфометрией рек. Микрорельеф характеризуется кочками на заболоченных участках. Рельеф территории района падения среднегорный, расчленённый долинами рек. Территория РП характеризуется густой сетью рек общей протяжённостью 712 км. РП РБ 1-й ступени находится в зоне многолетней (вечной) мерзлоты и в зимний период поверхностное промерзание почвы смыкается с толщами вечномерзлых грунтов.

Территория РП практически не населена, плотность населения Алданского района на 1 января 2021 года составляет 0,25 чел/км^2. Плотность населения Олёкминского района на 1 января 2021 года составляет 0,16 чел/км^2. Дорожная сеть развита слабо.

Район падения ракетного блока 1-й ступени РН по данным Россреестра относится к земельному участку с кадастровым номером 14:02:010103:4, для которого установлены следующие категории земель:

- земли лесного фонда, предназначенные для ведения традиционных отраслей хозяйствования.

Согласно мерзлотно-ландшафтному районированию территория РП РБ 1-й ступени РН относится к ландшафтной стране Средняя Сибирь, к группе среднетаёжных провинций прерывистого распространения многолетнемёрзлых пород, к Олекмо-Алданской увалистой провинции (рисунок А5).

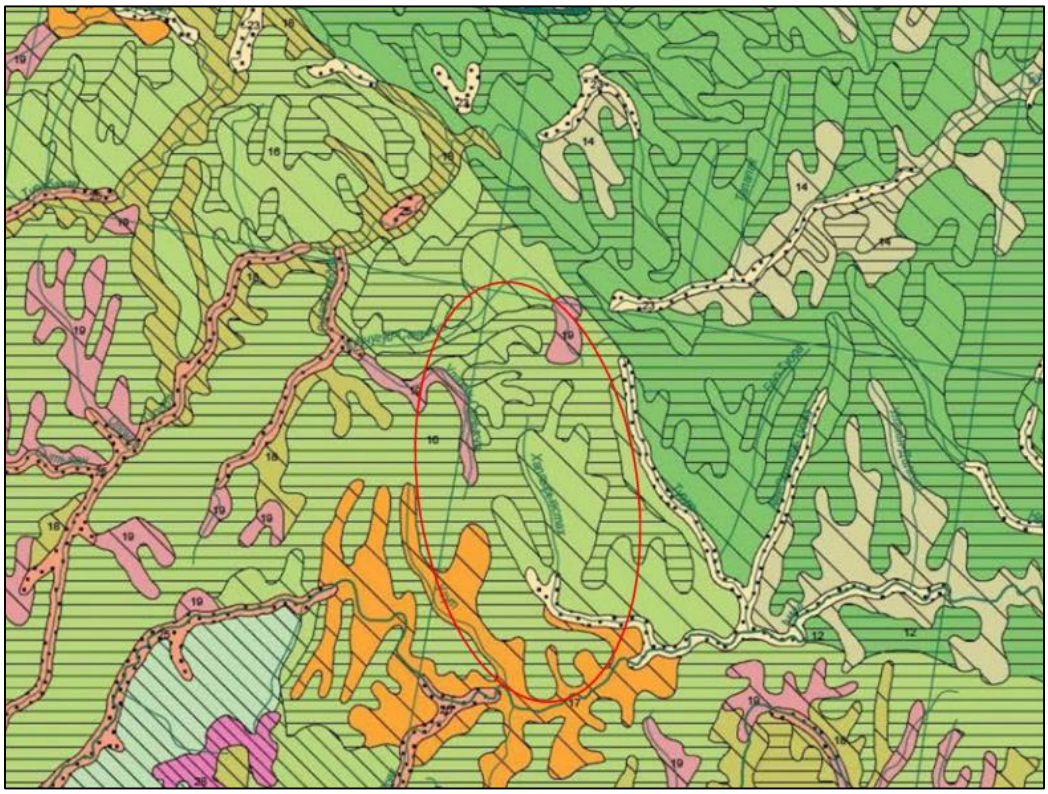


Рисунок А5 – Фрагмент мерзлотно-ландшафтной карты Республики Саха (Якутия), масштаб 1:1 500 000 (в 1 см 15 км) РП РБ 1-й ступени РН для трассы на орбиту с наклонением ≈98°

Согласно легенде карты для территории РП РБ 1-й ступени РН характерны интразональные северотаёжные ландшафты (обозначены цифрой 10 и 14 на карте), ландшафты средней тайги (цифра 17 и 19 на карте). Большую

часть территории РП РБ 1-й ступени РН занимают интразональные северотаёжные ландшафты.

Район падения РБ 1-й ступени РН относится к зоне резко-континентального климата с довольно высокой температурой летом и низкой зимой, которая длится более 6 месяцев. В первой половине октября образуется устойчивый сплошной снежный покров, который не разрушается до самой весны. Самым холодным месяцем является январь, температура которого может доходить до 40-50 °С. Средняя температура января составляет -26,3°С, среднее число солнечных часов в день – 62.

На рисунке А6 представлены метеопараметры для г. Алдан, который расположен ≈90-100 км от центра эллипса падения РБ 1-й ступени РН.

Показатель	Янв.	Фев.	Март	Апр.	Май	Июнь	Июль	Авг.	Сен.	Окт.	Нояб.	Дек.	Год
Средний максимум, °C	−21,5	−18,2	−8,5	1,8	11,6	21,0	23,1	19,8	10,2	−2,6	−14,8	−21,4	0,0
Средняя температура, °C	−25	−22,7	−14,2	−3,8	6,1	14,4	17,2	14,1	5,6	−5,8	−18,3	−24,8	−4,7
Средний минимум, °C	−28,6	−27,2	−19,8	−9,5	0,6	7,7	11,4	8,4	1,1	−8,9	−21,7	−28	−9,5
Среднее число солнечных часов в месяц	62	104	162	214	224	260	226	190	123	62	66	34	1728
Среднее число дней с осадками	22,9	20,8	19,8	12,2	13,9	14,5	14,8	14,8	17,0	22,6	22,6	24,6	220,5
Норма осадков, мм	31	29	29	46	75	75	88	107	110	75	39	99	839

Рисунок А6 – Среднемесячные, годовые и сезонные значения метеопараметров г. Алдан за период с 2011 по 2020 гг.

По территории РП РБ 1-й ступени РН протекает р. Хаппарастах и её многочисленные притоки - р. Сергелях, Сиегеннях, КурунгХаппарастах, Уэся-Табрага, Ясная. Река Хаппарастах входит в водосборный бассейн р. Амга, которая в свою очередь является левым притоком р. Алдан.

На основе комплексной гидрохимической оценки качества вод р. Алдан и рек его бассейна, куда входит р. Амга и её притоки, проведённой в 2020 году качество вод характеризуется как «очень загрязнённая», и относится к 3 классу, разряду «б».

РП РБ 1-й ступени большей своей частью расположен по на территории Алданского гидрогеологический массива, являясь основным источников водоснабжения для населённых пунктов района. Территория Алданского района расположена в зоне влияния мощной толщи многолетнемерзлых пород. Мощная толща мерзлых пород, являясь экранирующей толщей,

ограничивает взаимосвязь подземных вод с поверхностными водными объектами, снижает уровень инфильтрации атмосферных осадков в недра земли, тем самым ограничивает условия формирования ресурсов подземных вод, затрудняет транзит подземных вод. С толщей мерзлых пород связываются процессы метаморфизации подземных вод. Значительная часть ресурсов подземных вод находится в области затрудненного водообмена с особыми условиями химического состава подземных вод, защищенности подземных вод от природного и техногенного воздействия.

Хаппарастах и её многочисленные притоки - р.Сергелях, Сиегеннях, Курунг-Хаппарастах, Уэся-Табрага, Ясная в соответствии с морфометрией относят к физико-географическому району Верхняя Амга (участок с. Хатын – с. Верхняя Амга).

В составе фитопланктона выявлено 29 видов водорослей (31 внутривидовой таксон) из трех отделов. По числу видов преобладают диатомовые (62,1% общего числа видов), им уступают зелёные (31,0%), золотистых меньше (6,9%). Индекс видового разнообразия Hb высокий и варьирует по точкам отбора проб от 3,00 до 3,28. Индекс сапробности – 1,90, что соответствует о-β-мезосапробной зоне самоочищения.

Зообентос складывается из распространенных форм, присущих пресным водоёмам Сибири и Дальнего Востока. Обнаружены представители 15 систематических групп: олигохеты, пиявки, долгоножки, моллюски, клещи, стрекозы, поденки, веснянки, жуки, ручейники, перепончатокрылые, хирономиды, слепни, а также волосатики и бородатые комарики. Структура биомассы и плотность населения дна характеризуются значительным доминированием моллюсков.

Животный мир территории Алданского и Олёкминского районов, где расположен РП РБ 1-й ступени РН типичен для Северной Азии. На территории указанных районов республики Якутии обитает более 40 видов млекопитающих, около 180 видов птиц, 2 вида рептилий, 3 вида амфибий и 18 видов рыб.

Основу животного мира млекопитающих составляют представители сибирского фаунистического комплекса, в том числе соболь, росомаха, бурундук, лесной лемминг, красная и красно-серая полевки, колонок, летяга, бурый медведь, лось. Распространены также южно-таежные (изюбрь, некоторые рукокрылые) и типичные горно-таежные виды (северная пищуха, кабарга).

Растительный покров территории РП РБ 1-й ступени РН относится к Западной части Адланского района и располагается в пределах Среднесибирской и Забайкальской провинций Циркумбореальной флористической области. Границы флористических областей в районе исследования совпадают с границами двух физико-географических стран: Среднесибирской и гор Южной Сибири.

РП РБ 1-й ступени РН является типичным участком таежных лесов. Преобладающая часть растений принадлежит к бореальным видам. Основными лесообразующими видами являются лиственница даурская, береза повислая, сосны обыкновенная и ель сибирская.

На территории исследуемого района РП РБ 1-й ступени РН преобладают палевые типичные (на карте Пл) и дерново-карбонатные (включая выщелочные и оподзоленные, на карте Дк). На рисунке А7 представлен фрагмент почвенной карты. Указанные типы почв относятся к почвам тайги и хвойно-широколиственных лесов.

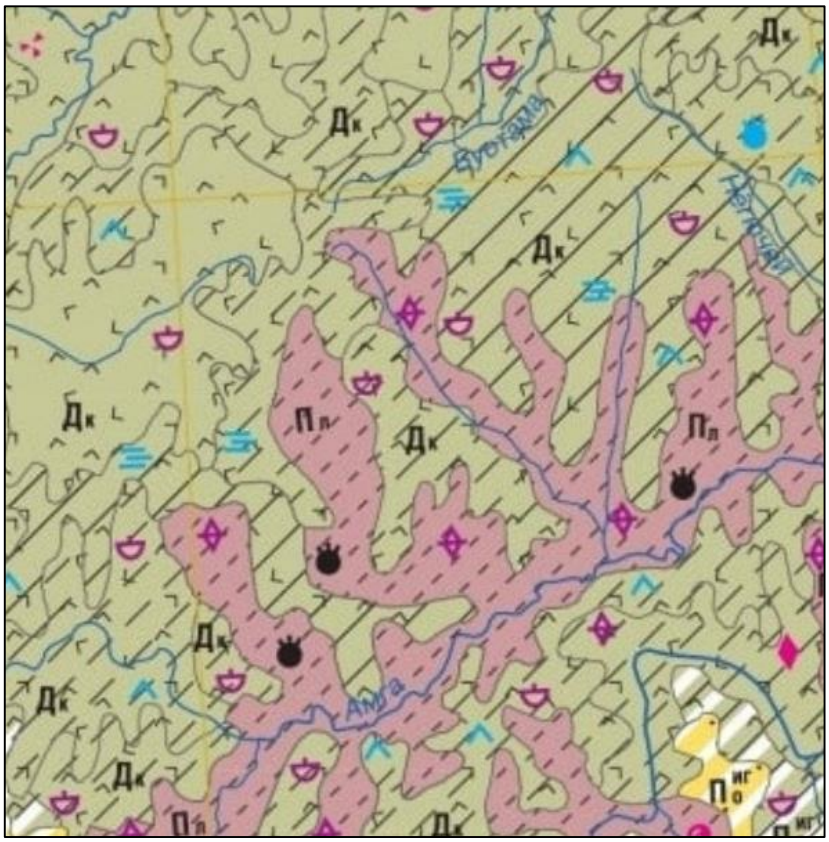


Рисунок А7 – Фрагмент почвенной карты Республики Якутии (Саха), масштаб 1:2 500 000, район РП РБ 1-й ступени РН

Район падения РБ 1-й ступени РН слабонаселённый, источников антропогенного воздействия атмосферного воздуха нет. Однако на юге в ≈90-100 км от центра эллипса падения РБ 1-й ступени РН расположен г. Алдан, а на севере-востоке в ≈263 км от центра эллипса падения РБ 1-й ступени расположен г. Олёкминск.

Фоновое экологическое состояние атмосферного воздуха в РП РБ 1-й ступени РН находится в пределах нормы, и соответствует естественному состоянию атмосферного воздуха ненарушенных природных экосистем ввиду большой удалённости от крупных источников антропогенного воздействия и влияния трансграничных ветров на перенос загрязняющих веществ.

Геологическая характеристика района падения РБ 1-й ступени РН: район расположен в пределах Алданского нагорья. Основой возвышенной равнины служит структура Алданского тектонического щита, принадлежащего к Сибирской платформе докембрийского возраста. Структуры сложены архаичными протерозойскими сланцами и доисторическими гнейсами. Но

территория существенно отличается по строению от других тектонических структур платформы. Ведь развитие его в течение мезокайнозойской истории происходило между платформой и южными северобайкальскими нагорьями.

Район падения ракетного блока первой ступени РН подвергается следующим видам воздействия:

1) загрязнение металлоконструкциями, образующееся в результате падения ступени РН;

2) химическое загрязнение от пролива на поверхность остатков компонентов ракетного топлива (КРТ) и рабочих жидкостей (нафтила, пероксида водорода, масла гидравлического);

3) загрязнение, образующееся в результате возгорания растительности (в пожароопасный период после падения ОЧ на твердую подстилающую поверхность);

4) акустическое воздействие;

5) сейсмическое воздействие.

Элементы конструкции ступени падают на землю в пределах заданного района на значительном удалении друг от друга. Материалы конструкции ступени до очистки мест падения от фрагментов по штатным технологиям проведения послепусковых работ в РП РБ 1-й ступени РН не оказывают вредного воздействия на компоненты окружающей среды.

Район падения ракетного блока первой ступени РН в Республике Саха (Якутия) на территории Алданского и частично Олёкминского районов, на дальности ≈900 км от космодрома «Восточный».

Территория Алданского и Олёкминского районов слабо населена - средняя плотность населения по административным районам составляет 0,2 чел./км^2.

В диапазоне 45-97 км от центра эллипса падения головного обтекателя расположены 12 малых населённых пунктов. Наиболее крупные среди них населённые пункты – Алексеевка (4 чел.), Хатыстыр (1385 чел.) и Угоян (375

чел.). Распределение площади РП РБ 1-й ступени по административным районам приведено в таблице А3.

Таблица А3 - Распределение площади РП РБ 1-й ступени по административным районам

Район	S, км^2	%	Q, чел./км^2
Алданский	638.82	54.2	0.25
Олёкминский	539.24	45.8	0.15
Итого	1178.06	100.0	

S – площадь АЗТ для данного района;

Q - средняя плотность населения.

Из таблицы А3 видно, что, учитывая удаленность населенных пунктов от границ РП РБ 1-й ступени, безопасность населения при падении РБ 1-й ступени обеспечивается.

А9. Оценка фонового состояния и прогноз возможных изменений окружающей природной среды в районе падения створок ГО РН

Район падения створок ГО большей частью расположен в Вилюйском, Верхневилюйском и частично Жиганском районах Республики Саха (Якутия), на дальности ≈ 1590 км (рисунок А8 и А9).

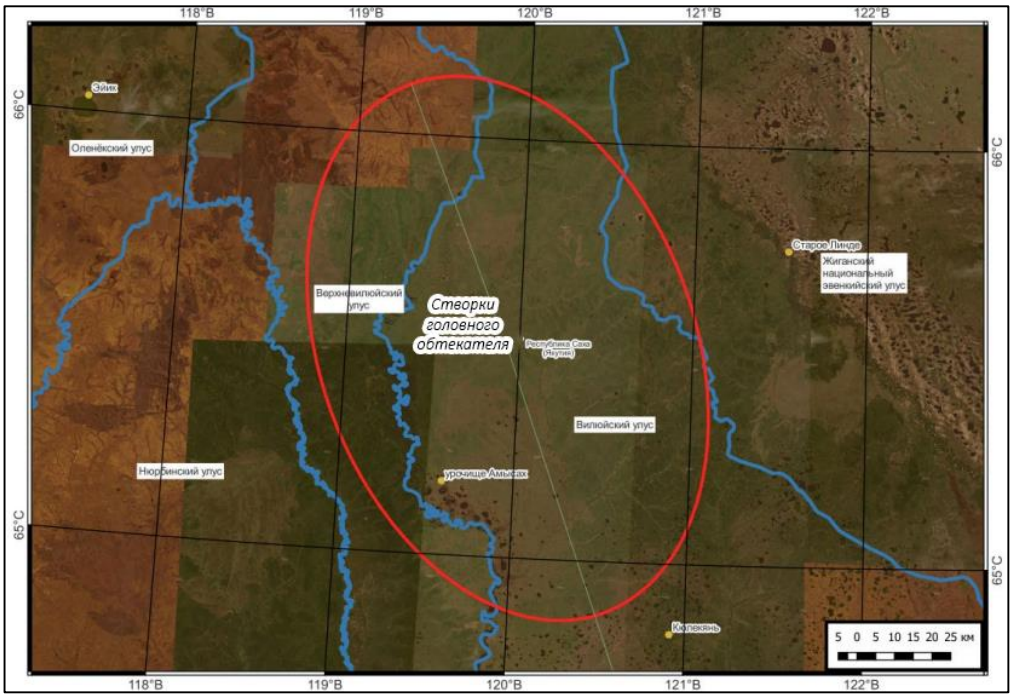
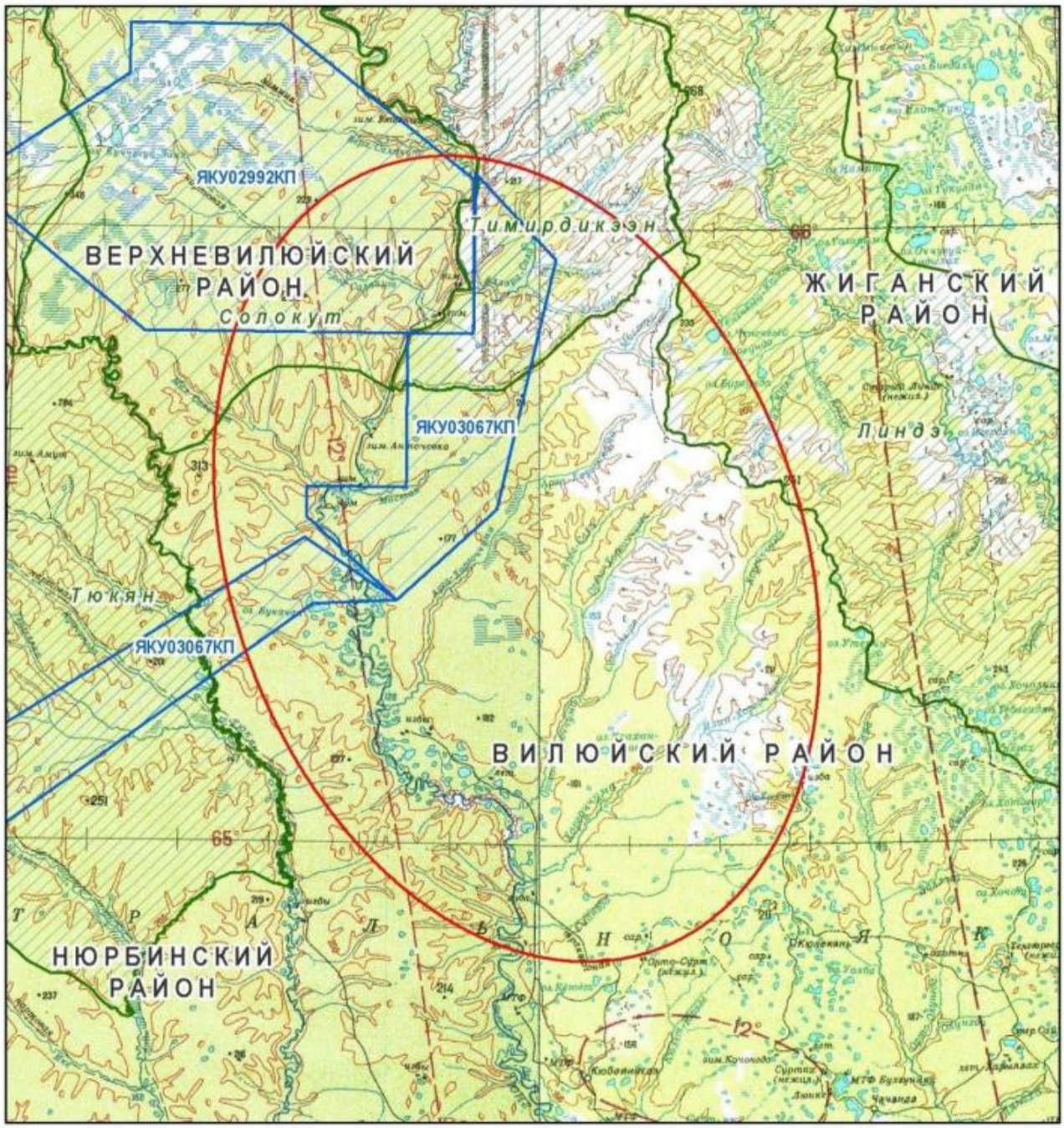


Рисунок А8 – Размещение РП створок ГО РН для трассы на орбиту с наклонением ≈ 98°



Объекты распределенного фонда недр

Лицензия	Недропользователь	Назначение
ЯКУ02992КП	АК "АЛРОСА" (ОАО)	проведение общих поисков на алмазы на Средне-Салакутском объекте
ЯКУ03067КП	АК "АЛРОСА" (ОАО)	геологическое изучение и поиски коренных месторождений алмазов на Вилюйско-Мархинском участке в Республике Саха (Якутия)

Условные обозначения

Контур испрашиваемого участка

Объекты распределенного фонда недр (ЯКУ03067КП - номер лицензии)

Особо охраняемые природные территории

Ресурсные резерваты республиканского значения

Ресурсные резерваты местного значения

Рисунок А9 – Схема расположения РП створок ГО РН, масштаб 1:1 000 000

Характеристики района падения створок головного обтекателя РН приведена в таблице А4.

Таблица А4 – Характеристика района падения створок ГО

Форма РП	Координаты центра эллипса		Дальность от СК, м	Характеристики эллипсов рассеивания		Азимут большой оси эллипса, градус	Площадь, км^2
	северная широта, градус, мин	восточная долгота, градус, мин		большая полуось, км	малая полуось, км		
Эллипс	65° 30′	119° 56′	1590	±75	±50	340	11780,0

Южная граница РП створок ГО находится на удалении ≈ 15 км от населённого пункта Кюлекянь общей численностью 373 человека. В РП попадает р. Тюнг и её притоки (Мастах, Куду, Арга-Хоргоччума, Хоргоччума), урочище Амысах.

В северную часть РП створок ГО попадают особо охраняемые природные территории (ООПТ) – ресурсные резерваты республиканского («Тимирдикээн», «Линдэ») и местного значения («Солокут»), также расположено озеро Мастаах, имеющее особое природоохранное, научное, культурное, эстетическое, рекреационное и оздоровительное значение, и включено в список особо охраняемых объектов республики. Дорожная сеть развита слабо.

Район падения створок ГО РН относится к кадастровому кварталу 14:10:210002, включающий 342 земельных участка, в пределах которых установлены следующие категории земель:

- земли лесного фонда, отдых (рекреация).

По территории РП створок ГО протекает река Тюнг и её притоки (Мастах, Куду, Арга-Хоргоччума, Хоргоччума). В южной части РП наблюдается обилие озер термокарстового происхождения (аласов), имеющих заболоченные берега. Территория РП существенно обводнена. Морфометрия

русел рек определяется характером мерзлотных грунтов. Река Тюнг имеет хорошо выраженную долину и контрастные берега.

Близость Вилюйского водохранилища создаёт резко выраженный и своеобразный микроклимат. Пёстрая подстилающая поверхность неравномерно нагревается и неравномерно излучает тепло с разных элементов рельефа. Это порождает местные циркуляции воздуха, особенно ночью – холодный воздух стекает в понижения, заполняет их и иногда создаёт отрицательные, «морозобойные» температуры. При разности высоты рельефа в 2-3 м разница в температуре достигает 5°С. Такие явления обусловливают появление поздних весенних и ранних осенних заморозков. Продолжительность безморозного периода в воздухе в окружающем районе – от 90 дней. Климат резко континентальный. Зимой погода ясная, с низкими температурами.

Среднегодовая температура воздуха составляет минус 8,8°С. Средняя месячная температура января минус 37,2°С, а июля – плюс 18,3°С. По многолетним данным абсолютный минимум температуры воздуха был минус 61°С, а абсолютный максимум +37 °С.

На рассматриваемой территории на гидрохимический режим рек особое влияние оказывают специфические природные условия региона, характеризующиеся резко континентальным климатом, длительным периодом ледостава на водотоках и водоёмах, наличием вечной мерзлоты, выступающей в роли водоупора, низкой самоочищающейся способностью рек.

По территории РП протекает левый приток р. Вилюй – р. Тюнг с многочисленными притоками. По данным на 1 января 2021 г. качественный состав р. Вилюй и его притоков оценивается как 3 класс, разряд «а» - загрязнённая.

Территория РП створок ГО расположена в зоне влияния мощной толщи многолетнемерзлых пород, являясь экранирующей толщей, ограничивающей взаимосвязь подземных вод с поверхностными водными объектами, снижая уровень инфильтрации атмосферных осадков в недра земли, тем самым

ограничивая условия формирования ресурсов подземных вод. В водах повсеместно представлены ионы фтора, лития, натрия.

Основное русло рек исследуемой территории лишено водной растительности за исключением небольших куртин водных мхов и водорослей перифитона камней. Развитие собственно речного фитопланктона не значительное и не превышает олиготрофного уровня.

Водные объекты исследуемой территории являются объектами рыбохозяйственного назначения высшей категории. Климатические и гидрологические условия обусловили состав и распределение ихтиофауны, отличительной чертой которой является бедность карповыми рыбами, что определяется в первую очередь температурным режимом, ограниченностью мест, пригодным для размножения и мощным прессом хищников.

Территория РП створок ГО относится к таёжному зоогеографическому району. Животный мир исследуемой территории представлен всеми его классами: млекопитающие, птицы, земноводные, пресмыкающиеся, рыбы и насекомые.

К редким обитающим видам животных можно отнести: рысь, косуля, ушан, росомаха, Беркут, орлан – белохвост, серый журавль, сапсан, скопа, дальневосточный кроншнеп, чирокклоктун, филин, Живородящая ящерица, Сибирский углозуб, Муксун, нельма, сибирский осетр, Аполлон обыкновенный, бархатница Аммосова.

На территории исследуемого района РП створок ГО преобладают почвы тундр, среди которых можно выделяются:

- почвы тайги и хвойно-широколиственных лесов (серопалевые, подзолы иллювиально-железистые и иллювиально-гумусовые без разделения (подзолы иллювиально-мало- и многогумусовые), палевые карбонатные, палевые оподзолённые, палевые осолоделые, подзолы глеевые торфянистые и торфяные, преимущественно иллювиально-гумусовые;

- пойменные и маршевые почвы (пойменные кислые);

- гидроморфные почвы (торфянисто- и торфяно-глеевые болотные (глееземы торфянистые и торфяные болотные).

На рисунке А10 представлен фрагмент почвенной на РП створок ГО.

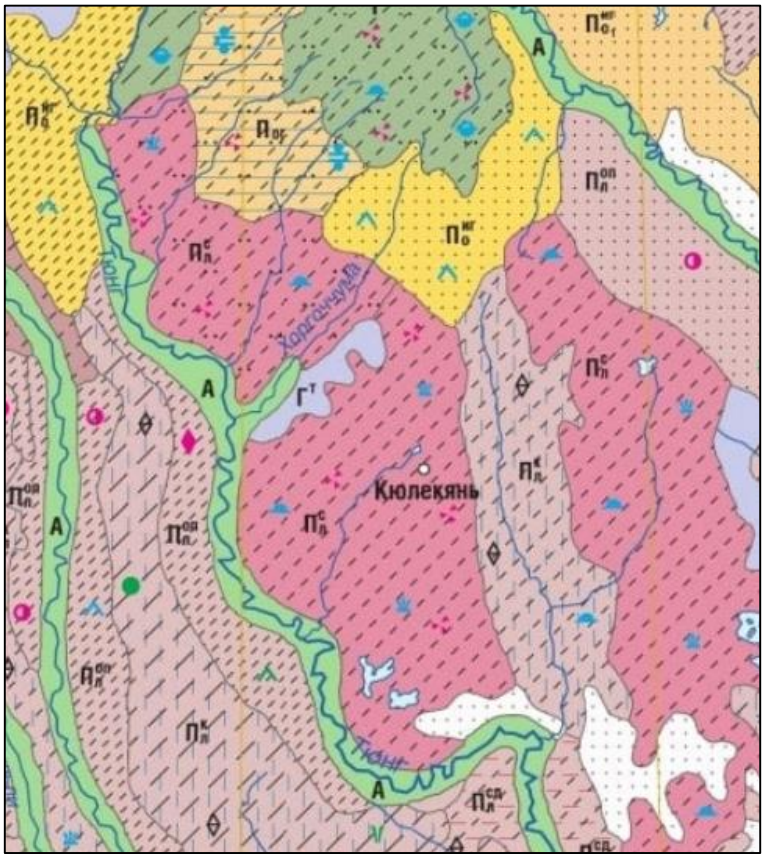


Рисунок А10 – Фрагмент почвенной карты Республики Саха (Якутия), масштаб 1:2 500 000, район РП створок ГО

По данным Вилюйского района, где преимущественно расположен РП створок ГО находится 14 предприятий, имеющие 525 стационарных источников загрязнения атмосферы. Общий объём выбросов в 2020 году составляет 1,081 тыс. тонн загрязняющих веществ - 0,38% от суммарных выбросов по Республике Саха (Якутия). В структуре загрязнителей выделяются следующие загрязняющие вещества: углеводороды (0,240 тыс. тонн), оксиды азота (0,280 тыс. тонн), оксид углерода (0,527 тыс. тонн), диоксид серы (0,005 тыс. тонн), твёрдые вещества (0,029 тыс. тонн).

Невысокие значения выбросов загрязняющих веществ (не превышают ПДК) в атмосферу района, малая численность и плотность размещения предприятий по территории исследуемого административного района,

трансграничный перенос веществ, позволяют сделать вывод о состоянии атмосферного воздуха соответствующему естественному фону атмосферы на территории РП створок ГО.

Геологическая характеристика района падения створок ГО: расположен в пределах Вилюйского района Республики Якутия, в пределах Велюйской синеклизы. Вилюйская синеклиза — вторая по величине на Сибирской платформе. Она расположена на востоке платформы и примыкает к Предверхоянскому краевому прогибу. На севере и юге она ограничена склонами Анабарского массива и Байкало-Алданского щита, а на западе и юго-западе постепенно переходит в Ангаро-Ленский прогиб. К границам ее с прилегающими структурами приурочены разломы и флексурообразные перегибы.

Район падения РП створок ГО РН подвергается следующим видам воздействия:

1) химическое загрязнение атмосферы на высотах 50-90 км при работе двигателей РН ;

2) механическое загрязнение металлоконструкциями, образующимися в результате падения и разрушения головного обтекателя;

3) акустическое воздействие;

4) сейсмическое воздействие.

При изготовлении ГО отсутствуют материалы, оказывающие вредное воздействие на окружающую среду. Конструкция головного обтекателя содержит химически инертные материалы (композиционные материалы). Загрязнение РП створками ГО будут носить локальный и кратковременный характер. Это связано с тем, что площадь загрязнения определяется геометрическим размерами ГО, а время загрязнения определяется временем работ по поиску ГО, подготовки к его вывозу из РП и удалении из РП.

Район падения расположен на дальности 1590 км от стартового комплекса в Вилюйском, Верхневилюйском и Жиганском районах Республики Саха (Якутия). Территория данных районов мало населена - средняя плотность

населения по административным районам составляет 0,03-0,5 чел./км^2 . Однако, в границы РП створок ГО попадает посёлок сельского типа Кюлекянь (численностью 373 жителя), вблизи границы РП расположен поселок Кюбяиндэ (численностью 570 жителей). Распределение площади по административным районам Республики Саха (Якутия) приведено в таблице А5.

Таблица А5 – Распределение площади РП створок ГО по административным районам Республики Саха (Якутия).

Район	S, км^2	$S_{отн.}$, %	Q, чел./км^2
Верхневилюйский	2622.7	22.3	0.5
Вилюйский	8815.1	74.8	0.45
Жиганский	342.7	2.9	0.03
Итого	11780.4	100.0	

В таблице обозначено: S – площадь РП в административном районе; $S_{отн.}$ – относительная площадь РП; Q – средняя плотность населения административного района.

Поскольку посёлки Кюлекянь и Кюбяиндэ находится практически на границе РП, безопасность населения при падении створок ГО РН в РП обеспечивается.

А10. Резюме оценки воздействия на окружающую среду РН в районах падения отделяющихся частей

Приведённые результаты оценок воздействия отделяющихся частей РН на окружающую природную среду района падения позволяют сделать следующий вывод:

Эксплуатация и запуск РН на космодроме «Восточный» с целью выведения на целевую орбиту космических аппаратов не приведёт к недопустимым изменениям общей экологической обстановки и изменениям природной среды в районах падения отделяющихся частей.